



**VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ**  
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ**  
**LETECKÝ ÚSTAV**

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

## KONCEPČNÍ NÁVRH LETOUNU VUT 001 MARABU PODLE PŘEDPISU CS-22

MARABU VUT 001 AIRCRAFT CONCEPTUAL DESIGN ACCORDING TO CS-22 REGULATION

**DIPLOMOVÁ PRÁCE**  
DIPLOMA THESIS

**AUTOR PRÁCE**  
AUTHOR

**JAN NAVRÁTIL**

**VEDOUCÍ PRÁCE**  
SUPERVISOR

**Ing. ROBERT POPELA, Ph.D.**

BRNO 2008



Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2007/08

## **ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE**

student(ka): Navrátil Jan

který/která studuje v **magisterském studijním programu**

obor: **Letadlová technika (2301T004)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

### **Koncepční návrh letounu VUT 001 Marabu podle předpisu CS-22**

v anglickém jazyce:

#### **Marabu VUT 001 Aircraft Conceptual Design according to CS-22 Regulation**

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Proveďte koncepční návrh letounu splňujícího požadavky předpisu CS-22. Při návrhu vycházejte z letounu VUT 001 Marabu. Proveďte návrh nového křídla a vodorovné ocasní plochy. Trup, motor, podvozek a SOP převezměte z původního letounu. Zpracujte podrobně aerodynamický výpočet letounu včetně výkonů letounu a posouzení stability a říditelnosti, proveďte základní rozvahu o konstrukčním uspořádání křídla a VOP.

Cíle diplomové práce:

Návrh varianty letounu VUT 001 Marabu splňující požadavky předpisu CS-22. Aerodynamická optimalizace geometrie křídla a VOP na úrovni koncepčního návrhu, aerodynamický výpočet a výpočet základních výkonů a případně vlastností letounu.

Seznam odborné literatury:

- [1] Thomas, F.: Fundamentals of Sailplane Design, College Park Press, Maryland, 1979
- [2] Předpis CS-22
- [3] Raymer D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach

Vedoucí diplomové práce: Ing. Robert Popela, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2007/08.

V Brně, dne 26.11.2007



prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.  
Ředitel ústavu

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.  
Děkan fakulty

## **Abstrakt**

Práce obsahuje návrh varianty letounu VUT 001 Marabu splňující požadavky předpisu CS-22. Je řešena aerodynamická optimalizace geometrie křídla a VOP na úrovni koncepčního návrhu, aerodynamický výpočet a výpočet základních výkonů a posouzení stability. Dále je provedena základní rozvaha o konstrukčním uspořádání křídla a VOP.

## **Summary**

Thesis summarizes conceptual design of VUT 001 Marabu airplane modification to fulfill CS-22 regulation requirements. Aerodynamical optimalization of wing and horizontal tail geometry is solved. Aerodynamical characteristics, performance and stability is analysed and basic structural design of wing and horizontal tail is performed.

## **Klíčová slova**

Koncepční návrh, VUT 001, Marabu, CS-22

## **Keywords**

Conceptual design, VUT 001, Marabu, CS-22

## **Prohlášení**

Prohlašuji, že jsem byl seznámen s předpisy pro vypracování diplomové práce, a že jsem diplomovou práci včetně příloh vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury.

V Brně dne        20.5.2008

.....

Jan Navrátil

## **Poděkování**

Rád bych touto cestou poděkoval mému vedoucímu diplomové práce Ing. Robertu Popelovi, Ph.D. a konzultantovi Ing. Róbertu Šošovičkovi, Ph.D. za vstřícný přístup a neocenitelné rady při zpracovávání této práce.

## Obsah

<b>ÚVOD .....</b>	<b>12</b>
<b>1 STATISTICKÝ PŘEHLED LETOUNŮ DANÉ KATEGORIE.....</b>	<b>13</b>
<b>2 GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY .....</b>	<b>16</b>
<b>2.1 Křídlo .....</b>	<b>16</b>
2.1.1 Výpočet geometrických charakteristik.....	16
2.1.2 Shrnutí.....	18
2.1.3 Geometrické charakteristiky náhradního křídla.....	18
<b>2.2 Vztlaková klapka .....</b>	<b>19</b>
<b>2.3 Křídélko .....</b>	<b>19</b>
<b>2.4 Vodorovné ocasní plochy .....</b>	<b>20</b>
2.4.1 Výpočet geometrických charakteristik.....	20
2.4.2 Shrnutí.....	20
<b>2.5 Výškové kormidlo .....</b>	<b>20</b>
<b>2.6 Vyvažovací ploška na výškovém kormidle .....</b>	<b>20</b>
<b>2.7 Letoun.....</b>	<b>21</b>
<b>3 AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY .....</b>	<b>22</b>
<b>3.1 Volba profilů .....</b>	<b>22</b>
3.1.1 Křídlo .....	22
3.1.2 VOP.....	22
<b>3.2 Vztlaková čára .....</b>	<b>23</b>
3.2.1 Vztlaková čára křídla v čisté konfiguraci .....	23
3.2.2 Vztlaková čára křídla s maximální výchylkou klapky .....	23
3.2.3 Vztlaková čára VOP .....	23
3.2.4 Vztlaková čára křídlo-trup .....	26
3.2.5 Vztlaková čára letounu v čisté konfiguraci .....	27
3.2.6 Vztlaková čára letounu při maximální výchylce klapky .....	27
<b>3.3 Odporová polára .....</b>	<b>30</b>
3.3.1 Profilový odpor křídla.....	30
3.3.2 Indukovaný odpor křídla .....	31
3.3.3 Profilový odpor VOP .....	31



3.3.4	Indukovaný odpor VOP .....	31
3.3.5	Odpor vlivem vyvažovacího vztlaku VOP .....	32
3.3.6	Profilový odpor SOP .....	33
3.3.7	Škodlivý odpor trupu.....	33
3.3.8	Škodlivý odpor podvozku .....	33
3.3.9	Vliv vysunutí klapky na odpor křídla .....	34
3.3.10	Odporová polára křídla .....	35
3.3.11	Odporová polára letounu .....	35
<b>3.4</b>	<b>Rozložení součinitele vztlaku po křídle .....</b>	<b>36</b>
3.4.1	Normální rozložení součinitele vztlaku .....	36
3.4.2	Nulové rozložení součinitele vztlaku od kroucení křídla .....	37
3.4.3	Rozložení součinitele vztlaku od klapky .....	37
3.4.4	Symetrické rozložení součinitele vztlaku od výchylky křídélka .....	38
3.4.5	Antisymetrické rozložení součinitele vztlaku od výchylky křídélka.....	38
<b>3.5</b>	<b>Momentová čára .....</b>	<b>39</b>
3.5.1	Momentová čára křídla v čisté konfiguraci .....	39
3.5.2	Momentová čára křídla s vychýlenou klapkou.....	40
3.5.3	Klopivý moment letounu při nulovém vztlaku .....	42
3.5.4	Aerodynamický střed letounu.....	44
3.5.5	Momentová čára letounu v čisté konfiguraci .....	45
3.5.6	Momentová čára letounu s vychýlenou vztlakovou klapkou.....	45
<b>3.6</b>	<b>Zhodnocení .....</b>	<b>46</b>
<b>4</b>	<b>OBÁLKA ZATÍŽENÍ .....</b>	<b>47</b>
<b>4.1</b>	<b>Manévrová obálka .....</b>	<b>47</b>
4.1.1	Násobky zatížení .....	47
4.1.2	Návrhové rychlosti .....	47
<b>4.2</b>	<b>Poryvová obálka .....</b>	<b>49</b>
4.2.1	Poryvové násobky .....	49
<b>4.3</b>	<b>Přehled rychlostí a násobků .....</b>	<b>50</b>
<b>5</b>	<b>HMOTNOSTNÍ ROZBOR A ODHAD CENTRÁŽÍ .....</b>	<b>51</b>
<b>5.1</b>	<b>Definice souřadného systému .....</b>	<b>51</b>
<b>5.2</b>	<b>Skupiny položek .....</b>	<b>51</b>
5.2.1	Výstroj.....	51
5.2.2	Pohonná soustava .....	52
5.2.3	Konstrukce draku .....	52

5.2.4	Prázdná hmotnost letounu.....	55
5.2.5	Proměnlivé zatížení .....	55
5.2.6	Možnosti rozložení užitečného zatížení .....	55
<b>5.3</b>	<b>Odhad centráží.....</b>	<b>56</b>
5.3.1	Centráže jednotlivých konfigurací užitečného zatížení .....	56
5.3.2	Krajní centráže .....	56
5.3.3	Střední centráž .....	56
5.3.4	Centrážní diagram .....	57
<b>5.4</b>	<b>Zhodnocení .....</b>	<b>57</b>
<b>6</b>	<b>POSOUZENÍ STABILITY A ŘIDITELNOSTI .....</b>	<b>58</b>
<b>6.1</b>	<b>Podélná statická stabilita s pevným řízením.....</b>	<b>58</b>
6.1.1	Aerodynamický střed letounu s pevným řízením.....	58
6.1.2	Statická zásoba s pevným řízením.....	58
6.1.3	Vztlak VOP potřebný k vyvážení klopivého momentu .....	58
<b>6.2</b>	<b>Podélná statická stabilita s volným řízením.....</b>	<b>60</b>
6.2.1	Výškové kormidlo .....	60
6.2.2	Účinnost výškového kormidla .....	60
6.2.3	Derivace součinitele závěsového momentu.....	60
6.2.4	Aerodynamický střed letounu s volným řízením .....	61
6.2.5	Statická zásoba s volným řízením .....	61
<b>6.3</b>	<b>Vyvažitelnost síly v řízení ve vybraných režimech .....</b>	<b>62</b>
6.3.1	Stanovení derivace závěsového momentu vyvažovací plošky .....	62
6.3.2	Příspěvek tahu pohonné jednotky ke klopivému momentu .....	62
6.3.3	Potřebná výchylka kormidla a vyvažovací plošky.....	63
<b>6.4</b>	<b>Zhodnocení .....</b>	<b>65</b>
<b>7</b>	<b>LETOVÉ VÝKONY .....</b>	<b>66</b>
<b>7.1</b>	<b>Horizontální let .....</b>	<b>66</b>
7.1.1	Síly působící na letoun a jejich rovnováha .....	66
7.1.2	Maximální rychlost horizontálního letu a cestovní rychlost .....	66
<b>7.2</b>	<b>Stoupavý let.....</b>	<b>68</b>
7.2.1	Síly působící na letoun a jejich rovnováha .....	68
7.2.2	Maximální stoupací rychlost a maximální úhel stoupání .....	68
<b>7.3</b>	<b>Klouzavý let.....</b>	<b>69</b>
7.3.1	Síly působící na letoun a jejich rovnováha .....	69

---

7.3.2	Úhel klouzání a klesací rychlost .....	69
<b>7.4</b>	<b>Dolet a vytrvalost .....</b>	<b>70</b>
7.4.1	Dolet.....	70
7.4.2	Vytrvalost .....	71
<b>8</b>	<b>KONSTRUKČNÍ USPOŘÁDÁNÍ .....</b>	<b>72</b>
8.1	Křídlo .....	72
8.2	Vodorovné ocasní plochy .....	72
<b>9</b>	<b>MODEL LETOUNU.....</b>	<b>73</b>
<b>10</b>	<b>ZÁVĚR .....</b>	<b>74</b>
<b>11</b>	<b>SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY .....</b>	<b>75</b>
<b>12</b>	<b>SEZNAM POUŽITÉHO OZNAČENÍ .....</b>	<b>76</b>
12.1	Seznam označení veličin a jejich jednotek.....	76
12.2	Seznam indexů .....	79
<b>13</b>	<b>SEZNAM PŘÍLOH .....</b>	<b>80</b>

### Úvod

Cílem diplomové práce je navrhnout na koncepční úrovni variantu letounu VUT 001 Marabu, která by spadala do kategorie motorových kluzáků. Výhodou této kategorie je možnost výcviku pilotů od 16 let věku a levnější provoz, umožňující snadnější přístup pilotů k nalétání hodin na motorovém letounu. K zajištění možnosti certifikovat letoun v této kategorii je nutné splnit požadavky předpisu CS-22. Proto je třeba navrhnout křídlo tak, aby splňovalo podmínku minimálního rozpětí pro návrhovou hmotnost 650 kg. Dále je třeba navrhnout vodorovné ocasní plochy, které zajistí momentovou rovnováhu letounu. Cílem je dosáhnout dobrých letových výkonů, což ovlivňuje návrh půdorysného tvaru křídla, jeho profily apod.

Navrhované části budou vyrobeny z kompozitních materiálů, což zjednoduší a tím zároveň zlevní výrobu.

# 1 Statistický přehled letounů dané kategorie

Pro znázornění zastoupení letounů kategorie motorizovaných kluzáků na trhu je zde uveden jejich přehled. Obsahuje dvousedadlové letouny s pevným motorem. Dnes se rozmáhají kluzáky s pomocným motorem, který je vysunut pouze v případě potřeby. Jinak je schován v trupu a tím nenarušuje aerodynamiku letounu. Tyto stroje nejsou v přehledu obsaženy.

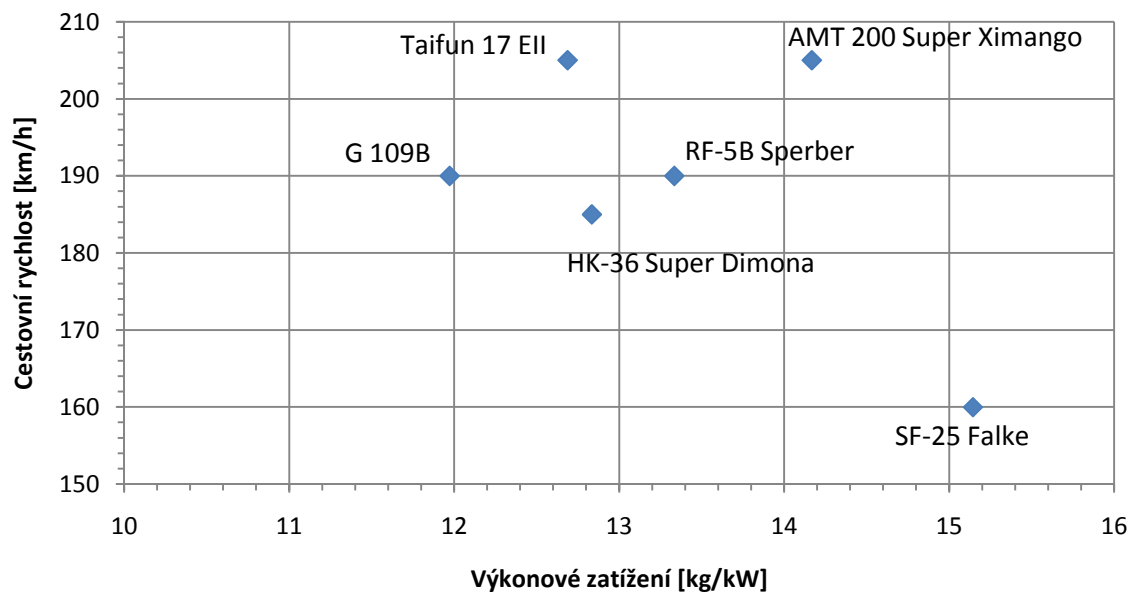
V raném stádiu návrhu posloužila statistika k získání přehledu o použitých profilech a základních geometrických a výkonových parametrech. V tab. 1 jsou uvedeny parametry vybraných letounů.

Výrobce	Typ	Počet míst	Rozpětí [m]	Plocha [m <sup>2</sup> ]	Štíhlost [-]	Profil	
						kořen	konec
Schleicher	ASK-14	2	14,3	12,64	16,8	NACA 63-618	Joukowski 12%
Scheibe	SF-25 Falke	2	15,33	14,47	13,4		
Hoffmann	H 36 Dimona	2	16	15,24	16,8	FX 63-137	FX 63-137
Scheibe	SF-28A Tandem Falke	2	16,28	18,49	14,5	Gottingen 533	Gottingen 533
Diamond	HK-36 Super Dimona	2	16,33	15,30	17,4	FX 63-137	FX 63-137
Diamond	HK-36TS Katana	2	16,6	14,94	18	FX 63-137	FX 63-137
Aerotechnik	L-13 Vivat	2	16,8	20,20	13,7	NACA 63A615	NACA 63A612
IAR Brasov	IS-28M2	2	17	18,24	15,8	FX 61-163	FX 60-126
TWI	Taifun 17 EII	2	17	17,60	16,4	FX 67-K-170/17	FX 67-K-170/17
Sportavia	RF-5B Sperber	2	17,02	19,05	15,25	NACA 23015	NACA 23012
Grob	G 109B	2	17,4	18,99	15,9	Eppler 603	Eppler 603
Aeromot	AMT 200 Super Ximango	2	17,47	18,70	16,3	NACA 64-618	NACA 64-618
Schweizer	SGM 2-37	2	18,14	18,18	17,9	FX 61-163	FX 60-126
Fournier	RF-5 Fournier	2	13,74	15,12	12,5	NACA 23015	NACA 23012

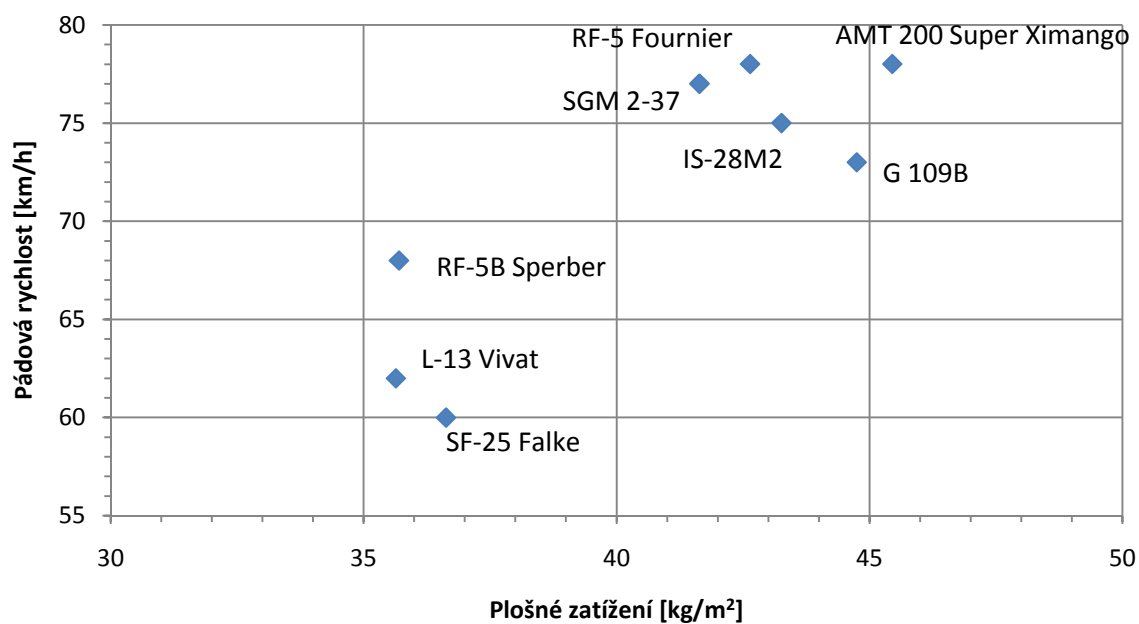
Výrobce	Typ	L/D [-]	m <sub>TOW</sub> [kg]	Výkon motoru [kW]	Zatížení		Rychlosti			
					Výkonové [kg/kW]	Plošné [kg/m <sup>2</sup> ]	v <sub>stoup</sub> [m/s]	v <sub>c</sub> [km/h]	v <sub>s</sub> [km/h]	v <sub>max</sub> [km/h]
Schleicher	ASK-14	28	360	19	18,95	28,60				
Scheibe	SF-25 Falke	22	530	35	15,14	36,63	4,5	160	60	190
Hoffmann	H 36 Dimona	27	740	60	12,33	48,56				
Scheibe	SF-28A Tandem Falke	25	610	48	12,71	32,99				
Diamond	HK-36 Super Dimona	27	770	60	12,83	50,33	4,9	185		261
Diamond	HK-36TS Katana	28	770	60	12,83	51,53				
Aerotechnik	L-13 Vivat	24	720	48	15,00	35,64	2,3		62	180
IAR Brasov	IS-28M2	27	789	51	15,47	43,26			75	
TWI	Taifun 17 EII	30	850	67	12,69	48,30	3,2	205		250
Sportavia	RF-5B Sperber	26	680	51	13,33	35,70		190	68	
Grob	G 109B	28	850	71	11,97	44,75		190	73	240
Aeromot	AMT 200 Super Ximango	31	850	60	14,17	45,45	2,6	205	78	
Schweizer	SGM 2-37	28	757	83	9,12	41,64			77	
Fournier	RF-5 Fournier	20	650	59	11,02	42,64			78	

Tab. 1 Přehled letounů a jejich parametry

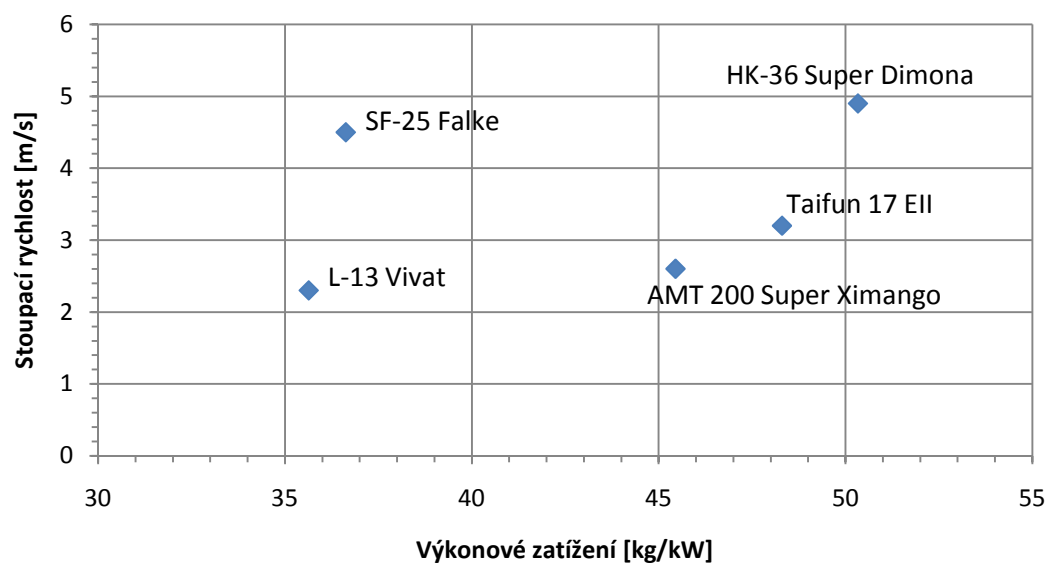
### Závislost cestovní rychlosti na výkonovém zatížení



### Závislost pádové rychlosti na plošném zatížení



### Závislost stoupací rychlosti na výkonovém zatížení



## 2 Geometrické charakteristiky

### 2.1 Křídlo

Návrh půdorysného tvaru křídla byl proveden s cílem maximálně využít profilový vztlak rozložený po křídle a dosáhnout nízkého indukovaného odporu. Proto se přistoupilo k vytvoření geometrie se třemi rozdílnými zúženími, což přibližuje půdorys elipse. Tím bylo získáno přibližně eliptické rozložení vztlaku po rozpětí a to příznivě ovlivnilo indukovaný odpor křídla.

#### 2.1.1 Výpočet geometrických charakteristik

- **Rozpětí:**

Minimální rozpětí křídla je dáno požadavkem předpisu CS-22, určí se ze vztahu:

$$\frac{m_{TOW}}{b^2} \leq 3$$

Návrh je proveden pro hmotnost letounu:

$$\begin{aligned} m_{TOW} &= 650 \text{ kg} \\ \Rightarrow b &\geq \sqrt{\frac{m_{TOW}}{3}} = \sqrt{\frac{650}{3}} = 14,72 \text{ m} \end{aligned}$$

Zvolené rozpětí:

$$b = 15 \text{ m}$$

- **Plocha:**

Byla zjištěna z výstupu programu Glauert.

$$S = 14,46 \text{ m}^2$$

- **Štíhlost:**

$$\begin{aligned} A &= \frac{b^2}{S} = \frac{15^2}{14,46} \\ A &= 15,56 \end{aligned}$$

- **Střední aerodynamická těživa (SAT):**

- **Hloubka SAT**

$$c_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) \cdot dy$$

- **Poloha SAT po rozpětí**

$$y_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot y \cdot dy$$

- **Poloha náběžné hrany SAT**

$$x_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot x(y) \cdot dy$$



- **Průběh hloubky po rozpětí  $c(y)$**

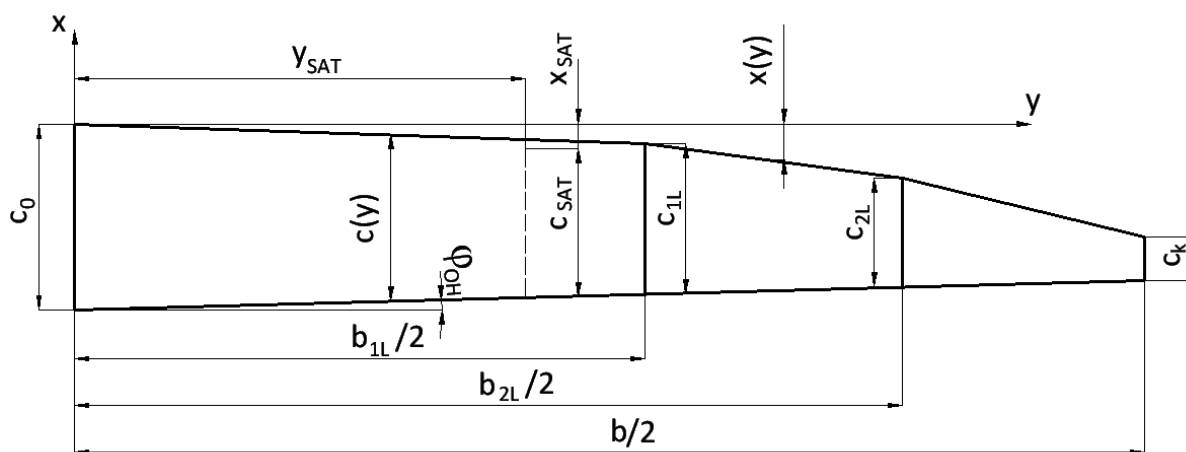
$$c(y) = \begin{cases} c_0 - \frac{c_0 - c_{1L}}{b_{1L}} \cdot y, & 0 \leq y < b_1/2 \\ c_1 - \frac{c_1 - c_2}{b_{2L} - b_{1L}} \cdot (y - b_1), & b_1/2 \leq y < b_2/2 \\ c_2 - \frac{c_{2L} - c_k}{b - b_{2L}} \cdot (y - b_2), & b_2/2 \leq y \leq b/2 \end{cases}$$

- **Průběh polohy náběžné hrany po rozpětí**

$$x(y) = c_0 - y \cdot \tan \varphi_{OH} - c(y)$$

Integrace byla provedena v programu Mathcad 13.

Význam veličin použitých ve výpočtu je znázorněn na obr. 1 a jejich hodnoty jsou uvedeny ve shrnutí v tab. 2. Výkres křídla je v příloze.



Obr. 1 Výpočet SAT - význam veličin

## 2.1.2 Shrnutí

Plocha	S	[m <sup>2</sup> ]	14,46
Rozpětí	b	[m]	15
Štíhlost	A	[-]	15,56
Hloubka kořenového profilu	c <sub>0</sub>	[m]	1,3
Hloubka profilu v prvním lomení	c <sub>1L</sub>	[m]	1,05
Hloubka profilu v druhém lomení	c <sub>2L</sub>	[m]	0,76
Hloubka koncového profilu	c <sub>k</sub>	[m]	0,3
Zúžení první části	λ <sub>1</sub>	[-]	0,808
Zúžení druhé části	λ <sub>2</sub>	[-]	0,724
Zúžení třetí části	λ <sub>3</sub>	[-]	0,395
Úhel šípů první části k 25% hloubky	Λ <sub>1</sub>	[°]	1,11
Úhel šípů druhé části k 25% hloubky	Λ <sub>2</sub>	[°]	5,33
Úhel šípů třetí části k 25% hloubky	Λ <sub>3</sub>	[°]	9,95
Úhel nastavení křídla k zákl. rovině trupu	φ <sub>K</sub>	[°]	0
Geometrické kroucení	ε <sub>krouc</sub>	[°]	0
Úhel odtokové hrany	Λ <sub>OH</sub>	[°]	1,58
Hloubka střední aerodyn. tětiny	c <sub>SAT</sub>	[m]	1,0426
Poloha SAT na kořenovém profilu	x <sub>SAT</sub>	[m]	0,1705
Poloha SAT po rozpětí	y <sub>SAT</sub>	[m]	3,1606

Tab. 2 Geometrické charakteristiky křídla

## 2.1.3 Geometrické charakteristiky náhradního křídla

Pro výpočet momentové čáry křídla bylo vytvořeno náhradní křídlo s charakteristikami uvedenými v tab. 3.

Plocha	S <sub>n</sub>	[m <sup>2</sup> ]	14,46
Rozpětí	b <sub>n</sub>	[m]	15
Štíhlost	A <sub>n</sub>	[-]	15,56
Hloubka kořenového profilu	c <sub>0n</sub>	[m]	1,429
Hloubka koncového profilu	c <sub>kn</sub>	[m]	0,499
Zúžení	λ <sub>n</sub>	[-]	0,349
Úhel šípů k 25% hloubky	Λ <sub>n</sub>	[°]	1,33
Hloubka střední aerodyn. tětiny	c <sub>SATn</sub>	[m]	1,0388
Poloha SAT na kořenovém profilu	x <sub>SATn</sub>	[m]	0,1704
Poloha SAT po rozpětí	y <sub>SATn</sub>	[m]	3,147

Tab. 3 Geometrické charakteristiky náhradního křídla

## 2.2 Vztlková klapka

Plocha	$S_{kl}$	$[m^2]$	0,813
Rozpětí	$b_{kl}$	$[m]$	4,35
Poměrná hloubka	$c_{kl}$	$[-]$	0,17
Hloubka kořenového profilu	$c_{0,kl}$	$[m]$	0,2146
Hloubka koncového profilu	$c_{k,kl}$	$[m]$	0,1590
Výchylka pro vzlet	$\delta_{kl}$	$[^\circ]$	18
Výchylka pro přistání	$\delta_{kl}$	$[^\circ]$	18

Tab. 4 Geometrické charakteristiky vztlkové klapky

## 2.3 Křídélko

Plocha	$S_{křid}$	$[m^2]$	0,263
Rozpětí	$b_{křid}$	$[m]$	2,35
Poměrná hloubka	$c_{křid}$	$[-]$	0,17
Hloubka kořenového profilu	$c_{0,křid}$	$[m]$	0,1590
Hloubka koncového profilu	$c_{k,křid}$	$[m]$	0,0648
Výchylka dolů	$\delta_{křid,d}$	$[^\circ]$	10
Výchylka nahoru	$\delta_{křid,h}$	$[^\circ]$	20

Tab. 5 Geometrické charakteristiky křídélka

## 2.4 Vodorovné ocasní plochy

### 2.4.1 Výpočet geometrických charakteristik

Výpočet byl proveden stejným postupem jako v případě křídla.

### 2.4.2 Shrnutí

Plocha	$S_{VOP}$	[m <sup>2</sup> ]	1,52
Rozpětí	$b_{VOP}$	[m]	3,2
Štíhlost	$A_{VOP}$	[-]	6,74
Hloubka kořenového profilu	$c_{0,VOP}$	[m]	0,6
Hloubka koncového profilu	$c_{k,VOP}$	[m]	0,3
Zúžení	$\lambda_{VOP}$	[-]	0,583
Úhel šípů k 25% hloubky	$\Lambda_{VOP}$	[°]	4,91
Úhel vzepětí	$\Gamma_{VOP}$	[°]	0
Úhel nastavení VOP k zákl. rovině trupu	$\Phi_{VOP}$	[°]	-2
Hloubka střední aerodyn. tětiny	$c_{SAT,VOP}$	[m]	0,4860
Poloha SAT na kořenovém profilu	$x_{SAT,VOP}$	[m]	0,0912
Poloha SAT po rozpětí	$y_{SAT,VOP}$	[m]	0,7298

Tab. 6 Geometrické charakteristiky VOP

## 2.5 Výškové kormidlo

Plocha	$S_{VK}$	[m <sup>2</sup> ]	0,538
Rozpětí	$b_{VK}$	[m]	3,2
Poměrná hloubka	$c_{VK}$	[-]	0,3
Hloubka kořenového profilu	$c_{0,VK}$	[m]	0,1786
Hloubka koncového profilu	$c_{k,VK}$	[m]	0,13
Výchylka dolů	$\delta_{VK,d}$	[°]	20
Výchylka nahoru	$\delta_{VK,h}$	[°]	35

Tab. 7 Geometrické charakteristiky výškového kormidla

## 2.6 Vyvažovací ploška na výškovém kormidle

Plocha	$S_{VP}$	[m <sup>2</sup> ]	0,0352
Rozpětí	$b_{VP}$	[m]	0,7
Poměrná hloubka (vůči VK)	$c_{VP}$	[-]	0,3
Hloubka kořenového profilu	$c_{0,VP}$	[m]	0,0536
Hloubka koncového profilu	$c_{k,VK}$	[m]	0,0470
Výchylka	$\delta_{VP}$	[°]	± 20°

Tab. 8 Geometrické charakteristiky vyvažovací plošky na VK

## **2.7 Letoun**

Celková dispozice letounu je patrná z výkresu, který je uveden v příloze 10.

### 3 Aerodynamické charakteristiky

#### 3.1 Volba profilů

##### 3.1.1 Křídlo

###### Požadavky na profily křídla:

- nízký odpor při cestovní rychlosti
- vysoký vztlak -> splnění požadavku předpisu na pádovou rychlost
- kořenový profil – příznivé pádové vlastnosti, tzn. pozvolný pokles vztlaku za kritickým úhlem náběhu
- koncový profil – posunutí bodu odtržení proudu na křídle od křidélek a dodržení zásoby vztlaku v místě křidélek, tj. profil s vyšším kritickým úhlem náběhu a vyšším vztlakem než u profilu v kořeni křídla

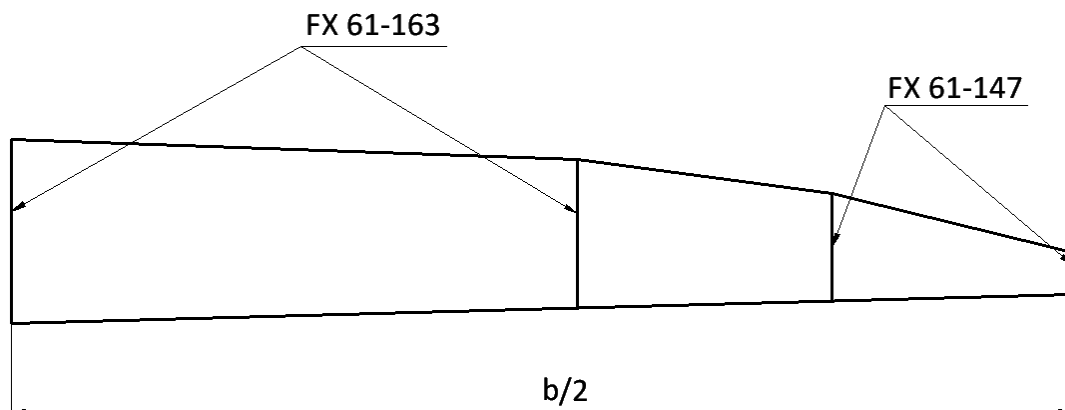
K dosažení nízkého profilového odporu je výhodné použít laminární profily, které poskytují nízký odpor v určitém rozsahu vztlaku. Toto je docíleno posunutím polohy maximální tloušťky profilu dozadu a tím udržení laminární mezní vrstvy na větší hloubce. Podmínkou k udržení mezní vrstvy je také hladký povrch křídla. Toto je splněno použitím kompozitního materiálu k výrobě křídla.

Bylo vybíráno z laminárních profilů řady FX, které jsou na kluzácích hodně zastoupeny.

Byly zvoleny:

- FX 61-163
- FX 61-147

Profiláž křídla je naznačena na obr. 2.



Obr. 2 Rozložení profilů na křídle

Charakteristiky profilů byly získány z [6] a jsou uvedeny v příloze 1.

##### 3.1.2 VOP

Byl zvolen laminární symetrický profil FX 71-L-150/30. V příloze 2 jsou jeho aerodynamické charakteristiky (byly získány z [6]).

### 3.2 Vztlková čára

#### 3.2.1 Vztlková čára křídla v čisté konfiguraci

Hodnoty potřebné k určení této charakteristiky byly získány z výstupu programu Glauert III. V předběžném návrhu je možno uvažovat lineární průběh vztlkové čáry až do odtržení. Úhel náběhu křídla při  $C_{Lmax,kř}$  se určí ze vztahu:

$$C_{Lmax,kř} = C_{L\alpha,kř} \cdot (\alpha_{krit,kř} - \alpha_{0,kř}) \Rightarrow$$

$$\alpha_{krit,k} = \frac{C_{Lmax,kř} + C_{L\alpha,kř} \cdot \alpha_{0,kř}}{C_{L\alpha,kř}}$$

Výsledné hodnoty jsou uvedeny v tab. 9.

Úhel nulového vztlaku	$\alpha_{0,kř}$	[°]	-3,8426
Sklon vztlkové čáry	$C_{L\alpha,kř}$	[1/rad]	5,5552
Maximální součinitel vztlaku	$C_{Lmax,kř}$	[-]	1,3466
Souč. vztlaku pro $\alpha_{kř} = 0^\circ$	$C_{L0,kř}$	[-]	0,3726
Kritický úhel náběhu	$\alpha_{krit,kř}$	[°]	10,05

Tab. 9 Vztlková čára křídla

#### 3.2.2 Vztlková čára křídla s maximální výchylkou klapky

Maximální součinitel vztlaku byl získán pomocí Glauert III. Sklon vztlkové čáry byl určen pomocí [2], kde je uvedeno, že pro jednoduchou klapku je sklon vztlkové čáry křídla s vychýlenou klapkou stejný jako v případě čisté konfigurace.

Nulový úhel náběhu křídla se spočte ze vztahu:

$$\alpha_{0,kř-\delta} = \frac{C_{L0,kř-\delta}}{C_{L\alpha,kř-\delta}}$$

Úhel nulového vztlaku	$\alpha_{0,kř-\delta}$	[°]	-4,9978
Sklon vztlkové čáry	$C_{L\alpha,kř-\delta}$	[1/rad]	5,5552
Maximální součinitel vztlaku	$C_{Lmax,kř-\delta}$	[-]	1,4586
Souč. vztlaku pro $\alpha_{kř-\delta} = 0^\circ$	$C_{L0,kř-\delta}$	[-]	0,4846

Tab. 10 Vztlková čára křídla s vychýlenou klapkou

Průběh vztlkové čáry je uveden v příloze 2.

#### 3.2.3 Vztlková čára VOP

Úhel náběhu proudu vzduchu na VOP je ovlivněn přítomností křídla a to jeho zmenšením o tzv. srázový úhel  $\varepsilon$ . Tato veličina je ovlivněna tvarem křídla, jeho štíhlostí a vzdáleností mezi aerodynamickými středy křídla a VOP. V předběžném návrhu je možné určit gradient srázového úhlu podle [3] ze vztahu:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4,44 \cdot [K_A K_\lambda K_H \cdot (\cos \Lambda_{VOP})^{1/2}]^{1,19}$$

kde  $K_A$ ,  $K_\lambda$ ,  $K_H$  jsou koeficienty zahrnující výše zmíněné vlivy. Výpočet je proveden pro náhradní křídlo podle vztahů:

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1,7}}$$

$$K_A = \frac{1}{6,74} - \frac{1}{1 + 15,56^{1,7}}$$

$$\mathbf{K_A = 0,0549}$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7}$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3 \cdot 0,349}{7}$$

$$\mathbf{K_\lambda = 1,2789}$$

$$K_H = \frac{1 - \frac{h_{VOP}}{b}}{\sqrt[3]{\frac{2L_{VOP}}{b}}}$$

kde:

$h_{VOP}$  [m] je vzdálenost mezi kořenovou tětívou křídla a střední aerodynamickou tětívou VOP

$L_{VOP}$  [m] - vzdálenost mezi aerodynamickým středem křídla a AS VOP

$$K_H = \frac{1 - \frac{1,761}{15}}{\sqrt[3]{\frac{2 \cdot 4,063}{15}}}$$

$$\mathbf{K_H = 1,0827}$$

Dosazením do rovnice pro gradient srázového úhlu:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4,44 \cdot [0,0549 \cdot 1,2789 \cdot 1,0827 \cdot (\cos 4,91^\circ)^{1/2}]^{1,19}$$

$$\mathbf{\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0,207}$$

Přítomností křídla je ovlivněn i dynamický tlak na VOP, poměr dynamických tlaků:

$$k_{VOP} = \frac{q_{VOP}}{q} = 1 - \frac{\Delta q}{q}$$

kde:

$$\frac{\Delta q}{q} = \frac{2,42 \cdot \sqrt{C_{D0,kř}}}{\frac{l_{VOP,1}}{c_{SAT}} + 0,3}$$

$$\frac{\Delta q}{q} = \frac{2,42 \cdot \sqrt{0,009855}}{\frac{3,211}{1,0426} + 0,3} = 0,07084$$

$l_{VOP,1}$  [m] je vzdálenost mezi odtokovou hranou kořenového profilu a AS VOP



Poměr dynamický tlaků tedy je:

$$k_{VOP} = 1 - 0,07084$$

$$k_{VOP} = 0,9292$$

Výpočet hodnoty  $C_{D0,kř}$  je uveden v kapitole 3.3.1.

- **Sklon vztlakové čáry**

$$C_{L\alpha,VOP} = \frac{2\pi A_{VOP}}{2 + \left[ \frac{A_{VOP}^2}{\left(\frac{C_{L\alpha,VOP}}{2\pi}\right)^2} \cdot (1 + \tan^2 \Lambda_{c/2,VOP}) + 4 \right]^{1/2}}$$

kde:

$C_{L\alpha,VOP}$  [-] je sklon vztlakové čáry profilu VOP

$$C_{L\alpha,VOP} = \frac{2\pi \cdot 6,67}{2 + \left[ \frac{6,67^2}{\left(\frac{5,65}{2\pi}\right)^2} \cdot (1 + \tan^2 4,12^\circ) + 4 \right]^{1/2}}$$

$$C_{L\alpha,VOP} = 4,8729$$

- **Součinitel vztlaku VOP při nulovém úhlu náběhu letounu**

Podle lit. [2] se k výpočtu použije vztah:

$$C_{L0,VOP} = C_{L\alpha,VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot (\varphi_{VOP} - \varepsilon_{0,VOP})$$

Velikost srázového úhlu pro úhel náběhu letounu  $\alpha = 0$  může být dle [2]:

$$\varepsilon_{0,VOP} = 0$$

$$C_{L0,VOP} = 4,8729 \cdot 0,9292 \cdot \frac{1,52}{14,46} \cdot (-2 - 0) \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$C_{L0,VOP} = -0,0166$$

- **Úhel náběhu na VOP**

$$\alpha_{VOP} = \alpha_{kř} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \varphi_{VOP}$$

- **Shrnutí**

Gradient srázového úhlu	$d\varepsilon/d\alpha$	[-]	0,207
Poměr dynamických tlaků	$k_{VOP}$	[-]	0,9292
Sklon vztlakové čáry VOP	$C_{L\alpha,VOP}$	[1/rad]	4,8729
Součinitel vztlaku VOP při $\alpha = 0^\circ$	$C_{L0,VOP}$	[-]	-0,0166

Tab. 11 Vztlaková čára VOP

### 3.2.4 Vztlková čára křídlo-trup

V tomto návrhu je trup považován za nevztlkové těleso. Uvažuje se pouze vliv trupu na sklon vztlkové čáry.

- **Sklon vztlkové čáry křídlo-trup**

Stanoví se dle [2] ze vztahu:

$$C_{L\alpha,KT} = K_{KT} \cdot C_{L\alpha,kř}$$

Součinitel  $K_{KT}$  zahrnující vliv interference mezi křídlem a trupem se určí z:

$$K_{KT} = 1 + 0,025 \cdot \frac{d_{tr}}{b} - 0,25 \cdot \left(\frac{d_{tr}}{b}\right)^2$$

Ekvivalentní průměr trupu v místě maximálního průřezu:

$$d_{tr} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot S_{tr}}$$

$$d_{tr} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot 0,86}$$

$$\mathbf{d_{tr} = 1,046 \text{ m}}$$

$$K_{KT} = 1 + 0,025 \cdot \frac{1,046}{15} - 0,25 \cdot \left(\frac{1,046}{15}\right)^2$$

$$\mathbf{K_{KT} = 1,0005}$$

Potom sklon vztlkové čáry konfigurace křídlo-trup je:

$$C_{L\alpha,KT} = 1,0005 \cdot 5,5552$$

$$\mathbf{C_{L\alpha,KT} = 5,5581}$$

- **Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu letounu**

$$C_{L0,KT} = C_{L\alpha,KT} \cdot (\varphi_K - \alpha_{0,K})$$

$$C_{L0,KT} = 5,5581 \cdot [0 - (-3,8426)]$$

$$\mathbf{C_{L0,KT} = 0,3728}$$

- **Shrnutí**

Sklon vztlkové čáry	$C_{L\alpha,KT}$	[-]	5,5581
Součinitel vztlaku při $\alpha = 0^\circ$	$C_{L0,KT}$	[-]	0,3728

Tab. 12 Vztlková čára kombinace křídlo-trup

### 3.2.5 Vztlaková čára letounu v čisté konfiguraci

Výpočet byl proveden pomocí literatury [2].

- Součinitel vztlaku letounu při  $\alpha = 0^\circ$

$$C_{L0,LET} = C_{L0,KT} + C_{L0,VOP}$$

- Sklon vztlakové čáry

$$C_{L\alpha,LET} = C_{L\alpha,KT} + C_{L\alpha,VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

- Úhel nulového vztlaku

$$\alpha_{0,LET} = \frac{-C_{L0,LET}}{C_{L\alpha,LET}}$$

$$\alpha_0 = \frac{-0,3561}{5,9355}$$

$$\alpha_0 = -3,438^\circ$$

- Maximální součinitel vztlaku

K výpočtu se použije vztah:

$$C_{Lmax,LET} = C_{Lmax,kř} - C_{L\alpha,VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left[ \alpha_{krit,kř} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} - \varepsilon_{0,VOP}\right) + \varphi_{VOP} \right]$$

$$C_{Lmax,LET} = 1,3466 + 4,8723 \cdot \frac{1,52}{14,46} \cdot [10,05 \cdot (1 - 0,207 - 0) + (-2)] \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$C_{Lmax,LET} = 1,2933$$

- Shrnutí

Úhel nulového vztlaku	$\alpha_{0,LET}$	[°]	-3,438
Sklon vztlakové čáry	$C_{L\alpha,LET}$	[-]	5,9355
Maximální součinitel vztlaku	$C_{Lmax,LET}$	[-]	1,2933
Souč. vztlaku pro $\alpha = 0^\circ$	$C_{L0,LET}$	[-]	0,3561

Tab. 13 Vztlaková čára letounu v čisté konfiguraci

### 3.2.6 Vztlaková čára letounu při maximální výchylce klapky

S využitím literatury [2] se určí:

- Přírůstek vztlaku při  $\alpha = 0^\circ$

$$\Delta C_{L,LET-\delta} = \Delta C_{L,kř-\delta} + k_{K,VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \Delta C_{L,VOP} - C_{L\alpha,VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \Delta \varepsilon_{kl}$$

kde  $k_{K,VOP}$  je součinitel zahrnující vliv interference mezi křídlem a VOP. Pro předběžný návrh se může použít:

$$k_{K,VOP} = 1$$

$\Delta C_{L,VOP}$  je rozdíl vyvažovacího vztlaku VOP řešené konfigurace oproti čisté konfiguraci letounu (při úhlu náběhu letounu  $\alpha = 0$ ). Hodnoty potřebné k jeho určení, jsou počítány při řešení podélné stability v kapitole 6.1.3.

$$\Delta C_{L,VOP} = C_{LVOP,trim-\delta} - C_{LVOP,trim} = -0,067$$

$\Delta \varepsilon_f$  je přírůstek srázového úhlu vlivem vychýlení klapky, určí se podle:

$$\frac{h_{VOP}}{b/2} = \frac{1,761}{15/2} = 0,2348$$

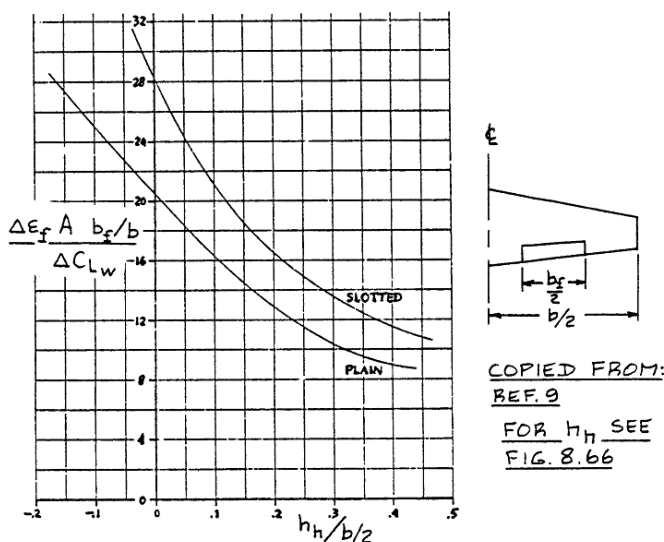
Z obr. 3:

$$\frac{\Delta \varepsilon_{kl} \cdot A \cdot b_{kl}/b}{\Delta C_{L,kř-\delta}} = 11,8$$

Úpravou vztahu:

$$\Delta \varepsilon_{kl} = \frac{11,8 \cdot \Delta C_{L,kř-\delta}}{A \cdot b_{kl}/b}$$

$$\Delta \varepsilon_{kl} = \frac{11,8 \cdot 0,112}{15,56 \cdot 8,7/15}$$



Obr. 3 Přírůstek srázového úhlu (převzato z [2])

$$\Delta \varepsilon_{kl} = 0,146$$

$$\Delta C_{L,LET-\delta} = 0,112 + 1 \cdot \frac{1,52}{14,46} \cdot (-0,067) - 4,8729 \cdot 0,9292 \cdot \frac{1,52}{14,46} \cdot 0,146 \cdot \frac{\pi}{180^\circ}$$

$$\Delta C_{L,LET-\delta} = 0,1037$$

Potom

$$C_{L0,LET-\delta} = C_{L0,LET} + \Delta C_{L,LET-\delta}$$

$$C_{L0,LET-\delta} = 0,3561 + 0,1037$$

$$C_{L0,LET-\delta} = 0,4599$$

- Sklon vztlakové čáry

$$C_{L\alpha,LET-\delta} = C_{L\alpha,KT-\delta} + C_{L\alpha,VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)_\delta \right]$$

V tomto návrhu se uvažuje:

$$C_{L\alpha,KT-\delta} = C_{L\alpha,KT}$$

Dále je možno v předběžném návrhu uvažovat:

$$\left( \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)_\delta = \left( \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

Z toho plyne, že sklon vztlakové čáry je totožný se sklonem vztlakové čáry letounu v čisté konfiguraci:

$$C_{L\alpha,LET-\delta} = 5,9355$$

- **Přírůstek maximálního součinitele vztlaku**

$$\Delta C_{Lmax,LET-\delta} = \Delta C_{Lmax,kř} + C_{L\alpha,VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left[ \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \varphi_{VOP} - \Delta\varepsilon_{kl} \right]$$

$$\Delta C_{Lmax,LET-\delta} = 0,112 + 4,8729 \cdot \frac{1,52}{14,46} \cdot [(1 - 0,207) + (-2) - 0,146] \cdot \frac{\pi}{180^\circ}$$

$$\Delta C_{Lmax,LET-\delta} = 0,0999$$

Přičtením k  $C_{Lmax}$  letounu se dostane:

$$C_{Lmax,LET-\delta} = C_{Lmax,LET} + \Delta C_{Lmax,LET-\delta}$$

$$C_{Lmax,LET-\delta} = 1,2933 + 0,0999$$

$$C_{Lmax,LET-\delta} = 1,3932$$

- **Úhel nulového vztlaku letounu**

$$\alpha_{0,LET-\delta} = \frac{-C_{L0,LET-\delta}}{C_{L\alpha,LET-\delta}}$$

$$\alpha_{0,LET-\delta} = \frac{-0,4599}{5,9355}$$

$$\alpha_{0,LET-\delta} = -4,439$$

- **Shrnutí**

Úhel nulového vztlaku	$\alpha_{0,LET-\delta}$	[°]	-4,439
Sklon vztlakové čáry	$C_{L\alpha,LET-\delta}$	[-]	5,9355
Maximální součinitel vztlaku	$C_{Lmax,LET-\delta}$	[-]	1,3932
Souč. vztlaku pro $\alpha = 0^\circ$	$C_{L0,LET-\delta}$	[-]	0,4599

Tab. 14 Vztlaková čára letounu s vychýlenou klapkou

Průběhy vztlakových čar křídla a letounu pro obě řešené konfigurace jsou uvedeny v příloze 3.

### 3.3 Odporová polára

Odpor letounu je tvořen profilovým odporem křídla a ocasních ploch, škodlivým odporem trupu, podvozku a indukovaným odporem vztlakových částí. Za vztlakové části se v tomto návrhu považuje křídlo a vodorovné ocasní plochy. Dále je zahrnut přírůstek indukovaného odporu VOP vzniklý uvedením letounu do rovnováhy. Odporová polára je spočtena pro rychlost blízkou pádové rychlosti letounu a pro předpokládanou cestovní. Výsledná polára se získá proložením křivkou. Výpočet je proveden dle metodiky uvedené v [2].

#### 3.3.1 Profilový odpor křídla

Vliv různého zúžení křídla byl zohledněn využitím metodiky uvedené v literatuře [9]. Podle této metody se křídlo rozdělí na jednotlivé lichoběžníkové úseky a vypočte se jejich součinitel profilového odporu, který je vztažen na plochu celého křídla:

$$C_{D_{0,kř}} = R_{KT} \cdot R_{LS} \cdot C_{fkř} \cdot \left[ 1 + L' \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \frac{S_{om,kř}}{S}$$

kde:

$R_{KT}$	[-]	je vliv interference mezi křídlem a trupem
$R_{LS}$	[-]	- součinitel zahrnující vliv šípu spojnice maximálních tloušťek profilu
$C_{fkř}$	[-]	- třecí koeficient rovné desky při turbulentním proudění
$L'$	[-]	- parametr zohledňující polohu max. tloušťky profilu po hloubce
$t/c$	[-]	- poměrná tloušťka profilu v místě SAT
$S_{om,kř}$	[m <sup>2</sup> ]	- omočená plocha úseku křídla
$S$	[m <sup>2</sup> ]	- plocha křídla

Třecí koeficient byl určen ze vzorce

$$C_{fkř} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}}$$

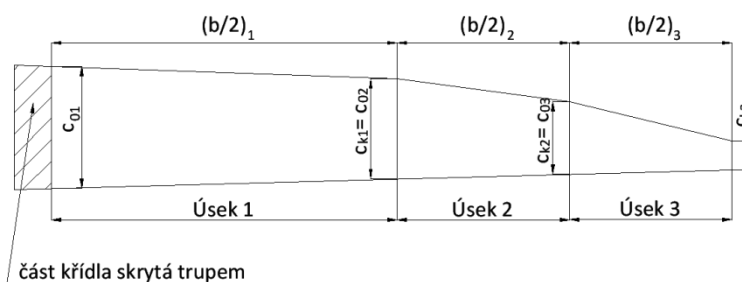
pro  $Re$  spočtené podle:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c_{SATi}}{\mu}$$

Celkový součinitel profilového odporu křídla:

$$C_{D_{0,kř}} = \sum C_{D_{0kři}}$$

Střední aerodynamické tětiny byly vypočteny stejným postupem, jako v případě určování SAT křídla (viz kap. 2.1.1). Omočené plochy byly zjištěny pomocí programu Catia. Geometrické charakteristiky jednotlivých úseků potřebné pro výpočet jsou uvedeny v tab. 15. Na obr. 4 je schematicky znázorněn význam užitých veličin.



Obr. 4 Schéma úseků křídla

Úsek	$c_0$ [m]	$c_k$ [m]	$b/2$ [m]	$\Lambda_{NHp}$ [°]	$c_{SAT}$ [m]	$y_{SAT}$ [m]	$x_{SAT}$ [m]	$S_{om,kř}$ [m <sup>2</sup> ]
1	1,283	1,050	3,66	2	1,1704	1,769	0,0618	19,318
2	1,050	0,760	1,80	7,61	0,9127	0,8519	0,1138	6,692
3	0,760	0,300	1,70	13,66	0,5633	0,727	0,1767	3,702

Tab. 15 Geometrické charakteristiky úseků křídla

Hodnoty potřebné k výpočtu součinitele profilového odporu křídla a jeho výsledné hodnoty pro obě uvažované rychlosti jsou uvedeny v tab. 16.

			Pro pádovou rychlost $V = 80$ km/h				Pro cestovní rychlost $V = 220$ km/h			
Úsek	$L'$ [-]	$R_{LS}$ [-]	$Re$ [10 <sup>6</sup> ]	$C_{fkř}$ [-]	$R_{KT}$ [-]	$C_{D0,kř}$ [-]	$Re$ [10 <sup>6</sup> ]	$C_{fkř}$ [-]	$R_{KT}$ [-]	$C_{D0,kř}$ [-]
1	1,2	1,07	1,79	0,00402	1,08	0,00787	4,93	0,00337	1,03	0,00630
2	1,2	1,07	1,40	0,00420	1,08	0,00280	3,84	0,00352	1,03	0,00223
3	1,2	1,07	0,863	0,00460	1,08	0,00166	2,37	0,00382	1,03	0,00132
$\Sigma$						0,01233				0,00985

Tab. 16 Profilový odpor křídla

### 3.3.2 Indukovaný odpor křídla

Vypočítá se ze vztahu:

$$C_{Di,kř} = \frac{C_{Lkř}^2}{\pi \cdot A} \cdot (1 + \delta)$$

Glauertův opravný součinitel byl zjištěn z výstupu programu Glauert III, jeho hodnota je:

$$\delta = 0,0064$$

### 3.3.3 Profilový odpor VOP

Výpočet je proveden dle vztahu:

$$C_{D0,VOP} = R_{LS,VOP} \cdot c_{f,VOP} \cdot \left[ 1 + L' \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \frac{S_{om,VOP}}{S}$$

$V$ [km/h]	$c_{SAT,VOP}$ [m]	$Re_{VOP}$ [10 <sup>6</sup> ]	$S_{om,VOP}$ [m <sup>2</sup> ]	$t/c$ [-]	$c_{f,VOP}$ [-]	$R_{LS,VOP}$ [-]	$L'$ [-]	$C_{D0,VOP}$ [-]
220	0,486	2,05	3,12	0,15	0,00392	1,067	1,2	0,00111
80	0,486	0,744	3,12	0,15	0,00473	1,067	1,2	0,00134

Tab. 17 Profilový odpor VOP

### 3.3.4 Indukovaný odpor VOP

Tento odpor je tvořen dvěma vlivy:

- vztlakem VOP s nevychýleným kormidlem
- přírůstkem vztlaku vzniklým vychýlkou kormidla, která je potřebná k vyvážení momentu konfigurace křídlo-trup v daném ustáleném režimu

V této části je řešen první případ, druhý je vysvětlen v následující kapitole.

Indukovaný odpor VOP se určí ze vztahu:

$$C_{Di,vop} = \frac{C_{Lvop}^2}{\pi \cdot A_{vop} \cdot e_{vop}} \cdot \frac{S_{vop}}{S}$$

kde  $e_{VOP}$  [-] je koeficient efektivnosti VOP, jeho hodnota byla určena podle [2] pro T-ocasní plochy:

$$e_{VOP} = 0,75$$

### 3.3.5 Odpor vlivem vyvažovacího vztlaku VOP

Je tvořen přírůstkem indukovaného odporu a přírůstkem profilového odporu VOP vlivem vychýlení kormidla. Druhý vliv je v tomto návrhu zanedbán z důvodu nedostatečných podkladů.

Přírůstek indukovaného odporu se vypočítá podle:

$$\Delta C_{Di,trim} = \frac{\Delta C_{L,VOP}^2}{\pi \cdot A_{VOP} \cdot e_{VOP}} \cdot \frac{S_{VOP}}{S}$$

kde:

$\Delta C_{L,VOP}$  [-] je rozdíl mezi souč. vztlaku VOP s kormidlem v neutrální poloze  $C_{LVOP}$  a součinitelem vztlaku VOP potřebným k zajištění momentové rovnováhy letounu  $C_{LVOP,trim}$

$$\Delta C_{L,VOP} = C_{LVOP,trim} - C_{L,VOP}$$

Výpočet  $C_{LVOP,trim}$  je uveden v kapitole 6.1.3., výsledky jsou v tab. 18.

$\alpha$			$\delta_{KL}=0^\circ$			$\delta_{KL}=18^\circ$			$\delta_{KL}=0^\circ$	$\delta_{KL}=18^\circ$
$\alpha_{LET}$	$\alpha_{kř}$	$\alpha_{VOP}$	$C_{LVOP}$	$C_{Lvop,trim}$	$\Delta C_{Lvop}$	$C_{LVOP}$	$C_{Lvop,trim}$	$\Delta C_{Lvop}$	$\Delta C_{Di,trim}$	$\Delta C_{Di,trim}$
-5	-5	-5,9648	-	-	-	-0,5073	-0,2198	0,2875	-	-0,0005
-4	-4	-5,1719	-0,4399	-0,2111	0,2287	-0,4399	-0,2753	0,1646	-0,0003	-0,0002
-3	-3	-4,3789	-0,3724	-0,2667	0,1058	-0,3724	-0,3308	0,0416	-0,0001	0,0000
-2	-2	-3,5859	-0,3050	-0,3222	-0,0172	-0,3050	-0,3863	-0,0813	0,0000	0,0000
-1	-1	-2,7930	-0,2375	-0,3777	-0,1402	-0,2375	-0,4418	-0,2043	0,0001	0,0003
0	0	-2,0000	-0,1701	-0,4332	-0,2631	-0,1701	-0,4973	-0,3272	0,0005	0,0007
1	1	-1,2070	-0,1027	-0,4887	-0,3861	-0,1027	-0,5529	-0,4502	0,0010	0,0013
2	2	-0,4141	-0,0352	-0,5442	-0,5090	-0,0352	-0,6084	-0,5732	0,0017	0,0022
3	3	0,3789	0,0322	-0,5998	-0,6320	0,0322	-0,6639	-0,6961	0,0026	0,0032
4	4	1,1719	0,0997	-0,6553	-0,7549	0,0997	-0,7194	-0,8191	0,0038	0,0044
5	5	1,9648	0,1671	-0,7108	-0,8779	0,1671	-0,7749	-0,9420	0,0051	0,0059
6	6	2,7578	0,2345	-0,7663	-1,0009	0,2345	-0,8304	-1,0650	0,0066	0,0075
7	7	3,5508	0,3020	-0,8218	-1,1238	0,3020	-0,8860	-1,1879	0,0084	0,0093
8	8	4,3437	0,3694	-0,8773	-1,2468	0,3694	-0,9415	-1,3109	0,0103	0,0114
9	9	5,1367	0,4369	-0,9329	-1,3697	0,4369	-0,9970	-1,4338	0,0124	0,0136
10	10	5,9297	0,5043	-0,9884	-1,4927	0,5043	-1,0525	-1,5568	0,0148	0,0160
10,5	10,5	6,3262	0,5380	-1,0161	-1,5542	0,5380	-1,0803	-1,6183	0,0160	0,0173

Tab. 18 Odpor VOP vlivem vyvažovacího vztlaku



### 3.3.6 Profilový odpor SOP

Vztah užitý k výpočtu:

$$C_{D0,SOP} = R_{LS} \cdot c_{f,SOP} \cdot \left[ 1 + L' \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \frac{S_{om,SOP}}{S}$$

V [km/h]	C <sub>SAT,SOP</sub> [m]	Re <sub>SOP</sub> [10 <sup>6</sup> ]	S <sub>om,SOP</sub> [m <sup>2</sup> ]	t/c [-]	c <sub>f,SOP</sub> [-]	R <sub>LS</sub> [-]	L' [-]	C <sub>D0,SOP</sub> [-]
220	1,012	4,26	3,488	0,12	0,00346	1,05	1,2	0,00108
80	1,012	1,55	3,488	0,12	0,00412	1,05	1,2	0,00129

Tab. 19 Profilový odpor SOP

### 3.3.7 Škodlivý odpor trupu

Vypočítá se podle vztahu:

$$C_{D0,tr} = R_{KT} \cdot c_{f,tr} \cdot \left[ 1 + \frac{60}{(l_{tr}/d_{tr})^3} + 0,0025 \cdot (l_{tr}/d_{tr}) \right] \cdot \frac{S_{om,tr}}{S} + \Delta C_{Dkab} \cdot \frac{S_{tr}}{S}$$

kde:

$l_{tr}$  [m] je délka trupu

$d_{tr}$  [m] - ekvivalentní průměr trupu, vychází z čelní plochy trupu

$$d_{tr} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot S_{tr}}$$

$S_{tr}$  [m<sup>2</sup>] - čelní plocha trupu

$\Delta C_{Dkab}$  [-] - přírůstek součinitele odporu vlivem přechodu mezi trupem a krytem kabiny

V [km/h]	$l_{tr}$ [m]	$S_{tr}$ [m <sup>2</sup> ]	$d_f$ [m]	Re <sub>tr</sub> [10 <sup>7</sup> ]	c <sub>f,tr</sub> [-]	S <sub>om,tr</sub> [m <sup>2</sup> ]	R <sub>KT</sub> [-]	$\Delta C_{Dkab}$ [-]	C <sub>D0,tr</sub> [-]
220	6,981	0,86	1,046	2,94	0,00254	14,087	1,03	0,002	0,003114
80	6,981	0,86	1,046	1,07	0,00297	14,087	1,03	0,002	0,003622

Tab. 20 Škodlivý odpor trupu

### 3.3.8 Škodlivý odpor podvozku

Tento odpor je vypočten podle vzorce:

$$C_{Dg} = \sum_i (C_{D0g,i} + p_i \cdot C_L) \cdot \frac{S_{g,i}}{S}$$

kde:

$C_{D0g,i}$  [-] je součinitel odporu podvozku při nulovém vztlaku

$p_i$  [-] - součinitel zohledňující závislost odporu na změně vztlaku

$S_{g,i}$  [m<sup>2</sup>] - vztažná plocha

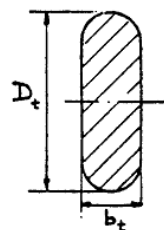
Pro uvažovaný typ podvozku je součinitel  $p_i = 0$ .

Součinitel odporu hlavního podvozku jako celku (tzn. pneumatiky, kryt pneumatik a podvozkové nohy) je určen podle [2] a je vztažen na čelní plochu pneumatiky (obr. 5).

Příďový podvozek je řešen s využitím  $C_{D0g}$  podle [1]. Je rozdělen na odpor kola a odpor nohy s tlumičem. Vztažná plocha nohy je její čelní plocha.

	$C_{D0g,i}$ [-]	$b_t$ [m]	$D_t$ [m]	$S_{g,i}$ [m <sup>2</sup> ]	$C_{Dg,i}$ [-]
Hlavní podvozek	0,46	0,1	0,36	0,036	0,001145
Příďové kolo	0,18	0,1	0,312	0,0312	0,000388
Noha příd. podv.	0,3	-	-	0,015	0,000311
$C_{Dg}$ [-]					0,001845

Tab. 21 Odpor podvozku



Obr. 5 Vztažná plocha (převzato z [2])

### 3.3.9 Vliv vysunutí klapek na odpor křídla

- **Přírůstek profilového odporu**

Výpočet je pro výchylku klapky  $\delta_{kl} = 18^\circ$ .

$$\Delta C_{Dpkl} = \Delta C_{dp} \cdot \cos \Lambda_{c/4} \cdot \frac{S_{wf}}{S}$$

kde:

$\Delta C_{dp}$  [-] je přírůstek profilového odporu vlivem klapky

$S_{wf}$  [m<sup>2</sup>] - plocha křídla ovlivněná klapkami

$$\Delta C_{Dpkl} = 0,014334 \cdot \cos 1,11^\circ \cdot \frac{4,8918}{14,46}$$

$$\Delta C_{Dpkl} = 0,00485$$

- **Přírůstek indukovaného odporu vlivem klapky**

$$\Delta C_{Dikl} = K^2 \cdot \Delta C_{Lkl}^2 \cdot \cos \Lambda_{c/4}$$

kde:

$K$  [-] je empirická konstanta

$\Delta C_{Lkl}$  [-] - je přírůstek vztlaku vlivem klapky

Ve výpočtu se předpokládá přírůstek indukovaného odporu vlivem klapky nezávislý na  $C_L$  křídla, tzn. přírůstek vztlaku je konstantní v celém intervalu úhlu náběhu. Při podrobnějším návrhu by se mělo počítat s jistým rozdílem.

$$\Delta C_{Dikl} = 0,23^2 \cdot 0,112^2 \cdot \cos 1,11^\circ$$

$$\Delta C_{Dikl} = 0,00066$$

- **Interferenční odpor vlivem klapky**

$$\Delta C_{Dintkl} = K_{int} \cdot \Delta C_{Dpkl}$$

Pro jednoduchou klapku je konstanta  $K_{int} = 0$ .

$$\Delta C_{Dintkl} = 0$$

- **Celkový přírůstek odporu vlivem klapky**

$$C_{Dkl} = \Delta C_{Dpkl} + \Delta C_{Dikl} + \Delta C_{Dikl}$$

$$C_{Dkl} = 0,00485 + 0,00066 + 0$$

$$C_{Dkl} = 0,00551$$

### 3.3.10 Odporová polára křídla

- **V čisté konfiguraci**

$$C_{D_{kř}} = C_{D_{0,kř}} + C_{D_{i,kř}}$$

- **S maximální výchylkou klapky**

$$C_{D_{kř,kl}} = C_{D_{0,kř}} + \Delta C_{Dpkl} + C_{D_{i,kř}} + \Delta C_{Dikl}$$

Hodnoty součinitele odporu křídla pro několik úhlů náběhu jsou uvedeny v příloze 4.

### 3.3.11 Odporová polára letounu

- **V čisté konfiguraci**

$$C_{D_{LET}} = C_{D_{0,kř}} + C_{D_{0,tr}} + C_{D_{0,VOP}} + C_{D_{0,SOP}} + C_{Dg} + C_{Dtrim} + C_{D_{i,kř}} + C_{D_{i,VOP}}$$

Pro výpočet letových výkonů je třeba znát rovnici analytické poláry:

$$C_D = 0,0356 \cdot C_L^2 - 0,0052 \cdot C_L + 0,018$$

- **S maximální výchylkou klapky**

$$C_{D_{LET}} = C_{D_{0,kř}} + C_{D_{0,tr}} + C_{D_{0,VOP}} + C_{D_{0,SOP}} + C_{Dg} + C_{Dtrim} + \Delta C_{Dpkl} + C_{D_{i,kř}} + C_{D_{i,VOP}} + \Delta C_{Dikl}$$

Výsledné hodnoty jsou společně s grafickým znázorněním uvedeny v příloze 4.

### 3.4 Rozložení součinitele vztlaku po křídle

Bylo řešeno pomocí programu Glauert III. Tento software dává výsledky s dostatečnou přesností jen pro křídla s úhlem šípů menším než  $5^\circ$ . Navrhované křídlo tento požadavek nesplňuje pouze v případě koncového panelu křídla. Tento panel tvoří pouze malou část z celkového rozpětí, proto se může v této fázi návrhu vliv šípů zanedbat. V pozdější fázi by se měl tento vliv zohlednit.

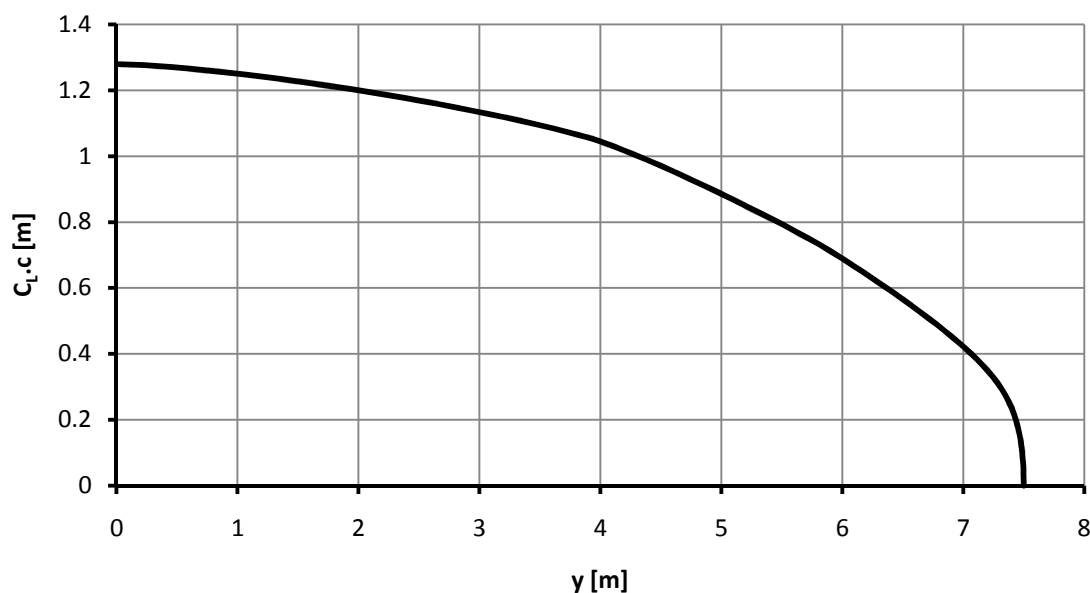
Hodnoty profilových charakteristik použitých pro výpočet jsou uvedeny v tab. 22. Číselné hodnoty jednotlivých součinitelů vztlaku, tj. normálního, nulového, od klapky, symetrického a antisymetrického od výchylky křídélka, od tlumení, jsou uvedeny v příloze 5. Zde je grafické znázornění rozložení těchto součinitelů.

V oblasti křidélek je zásoba vztlaku proti odtržení 0,06034.

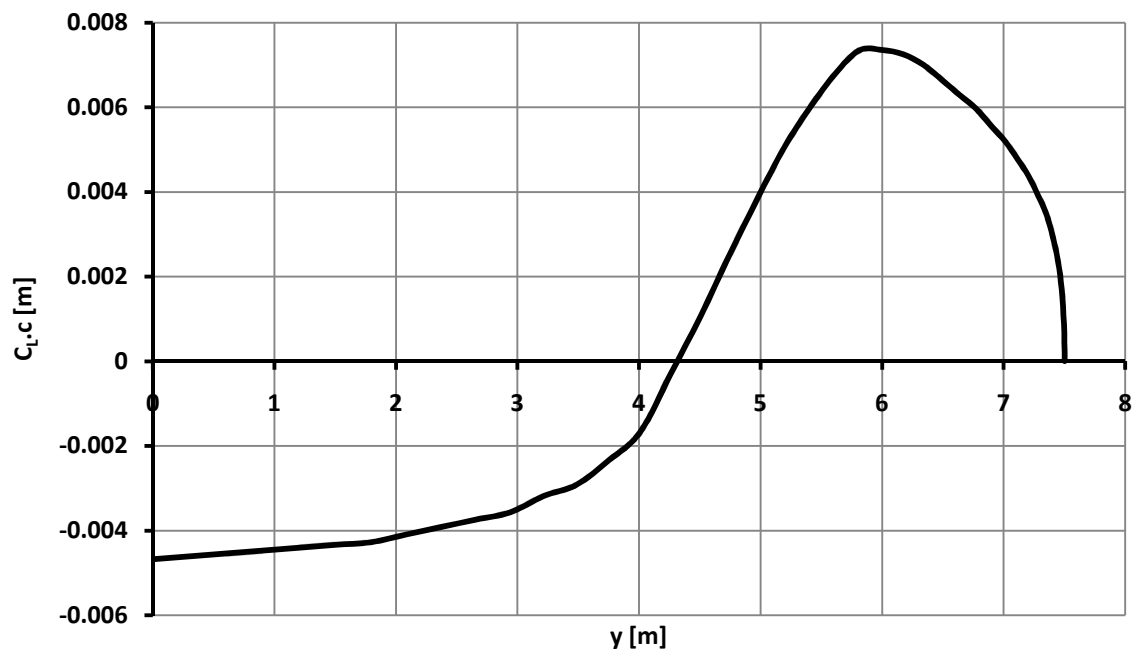
Řez	Re [ $10^6$ ]	$C_{lp}$ [-]	$C_{l\alpha}$ [ $\text{rad}^{-1}$ ]	$\alpha_{0p}$ [ $^\circ$ ]	$\epsilon_{krouc}$ [ $^\circ$ ]
Kořen	1,99	1,372	6,387	-3,8	0
1. lomení	1,61	1,372	6,387	-3,8	0
2. lomení	1,16	1,449	5,928	-3,99	0
Konec	0,46	1,449	5,928	-3,99	0

Tab. 22 Profilové charakteristiky v daných řezech křídla

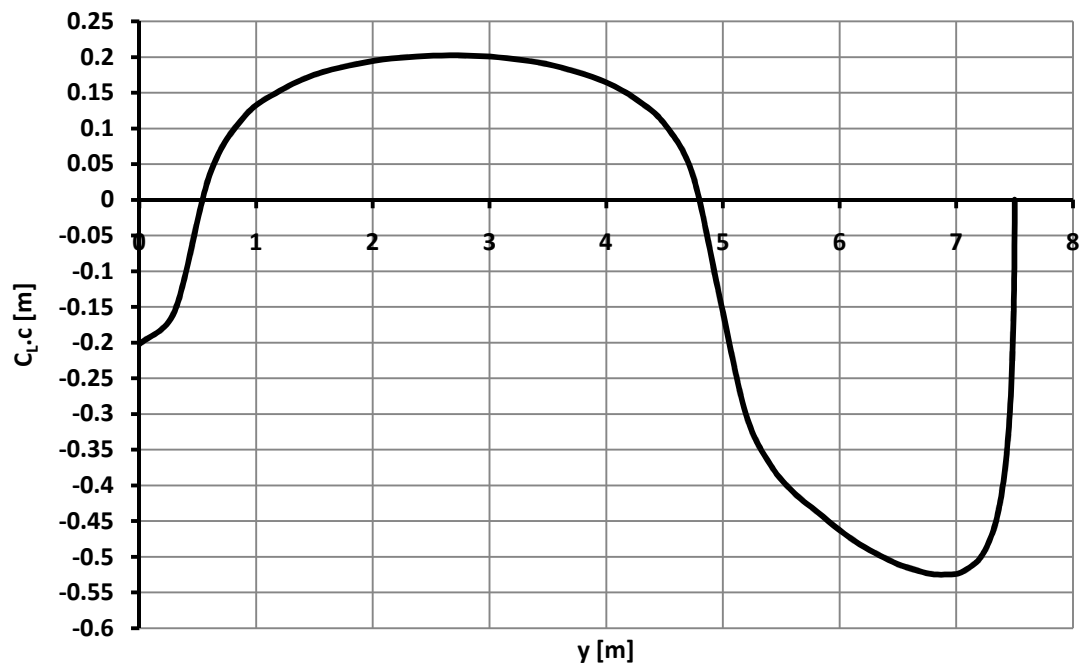
#### 3.4.1 Normální rozložení součinitele vztlaku



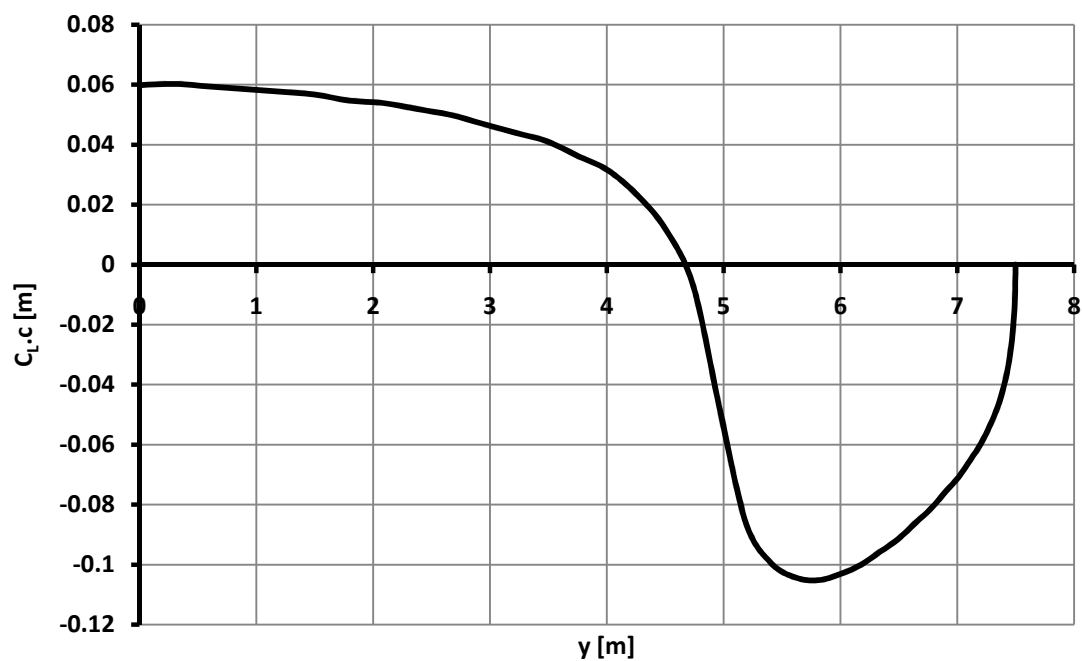
### 3.4.2 Nulové rozložení součinitele vztlaku od kroucení křídla



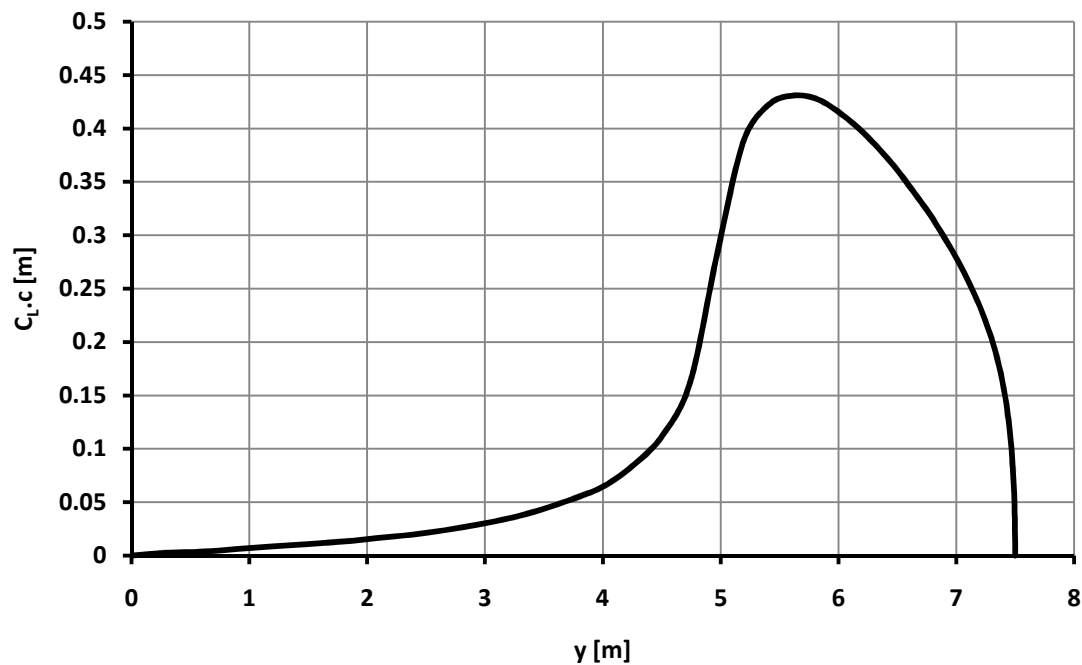
### 3.4.3 Rozložení součinitele vztlaku od klapky



### 3.4.4 Symetrické rozložení součinitele vztlaku od výchylky křídélka



### 3.4.5 Antisymetrické rozložení součinitele vztlaku od výchylky křídélka



### 3.5 Momentová čára

#### 3.5.1 Momentová čára křídla v čisté konfiguraci

Výpočet byl proveden podle literatury [2]. Pro zjednodušení bylo vytvořeno jednoduché lichoběžníkové náhradní křídlo (jeho rozměry viz kap. 2.1.3), které má stejné rozpětí, plochu, velikost a polohu SAT jako skutečné křídlo (poloha a velikost SAT se liší v řádech desetin procenta). Náhradní křídlo má v kořeni a na konci stejný profil jako skutečné křídlo, profiláž po rozpětí je dána lineární interpolací mezi těmito profily. Toto neodpovídá rozložení profilů na skutečném křídle. Protože se klopivé momenty použitých profilů liší přibližně o 15%, bude ve fázi koncepčního návrhu chyba vzniklá touto náhradou nepodstatná. Při přesném výpočtu by se mělo uvažovat skutečné rozložení profilů.

- Klopivý moment křídla při nulovém vztlaku

$$C_{m0,kř} = \frac{A_n \cdot \cos^2 \Lambda_n}{A_n + 2 \cdot \cos \Lambda_n} \cdot \frac{C_{mo,0} + C_{mo,k}}{2}$$

$$C_{m0,kř} = \frac{15,56 \cdot \cos^2 1,33^\circ}{15,56 + 2 \cdot \cos 1,33^\circ} \cdot \frac{-0,08193 + (-0,09475)}{2}$$

$$C_{m0,kř} = -0,078$$

- Sklon momentové čáry křídla

$$\left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{kř} = \frac{x_{ref} - x_{ac}}{c_{SAT}} = \bar{x}_{ref} - \bar{x}_{AS,kř}$$

kde:

$x_{ref}$  [m] je poloha referenčního bodu

$x_{ac}$  [m] - poloha aerodynamického středu křídla

Veličiny s pruhem jsou v procentech hloubky SAT.

Referenční bod byl pro všechny výpočty zvolen v těžišti letounu při střední centrāži (viz Hmotnostní rozbor (kapitola 5)).

$$\left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{kř} = 0,2465 - 0,25$$

$$\left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{kř} = -0,0035$$

- Shrnutí

Součinitel klopivého momentu křídla při $C_{L,kř} = 0$	$C_{m0,kř}$	[-]	-0,078
Sklon momentové čáry křídla	$(dC_m/dC_L)_{kř}$	[-]	-0,0035

Tab. 23 Momentová čára křídla

Rovnice momentové čáry křídla:

$$C_{m,kř} = C_{m0,kř} + (\bar{x}_{ref} - \bar{x}_{ac})C_L$$

$$C_{m,kř} = -0,078 - 0,0035C_L$$

### 3.5.2 Momentová čára křídla s vychýlenou klapkou

Výpočet je proveden pro vychylku klapky  $\delta_{kl} = 18^\circ$ .

- Přírůstek klopivého momentu vlivem klapky**

$$\Delta C_{m,kř} = (\bar{x}_{ref} - 0,25) \cdot C_{Lmax,kř-\delta} + K_\Lambda \cdot \frac{A_n}{1,5} \cdot \Delta C_{Lrefw} \cdot \tan \Lambda_n +$$

$$+ K_p \cdot \frac{\Delta C'_m}{\Delta C_{Lrefw}} \cdot \Delta C_{Lrefw} \cdot \left(\frac{c'}{c}\right)^2 - K_p \cdot \left\{ 0,25 \cdot C_{Lmax,kř} \cdot \left[ \left(\frac{c'}{c}\right)^2 - \frac{c'}{c} \right] \right\} + K_p \cdot C_{m,kř} \cdot \left[ \left(\frac{c'}{c}\right)^2 - 1 \right]$$

kde:

$x_{ref}$	[-]	je poloha referenčního bodu v procentech SAT
$C_{L,kř-\delta}$	[-]	- součinitel vztaku křídla s vysunutými klapkami
$C_{L,kř}$	[-]	- součinitel vztaku křídla se zataženými klapkami
$\Delta C_{Lrefw}$	[-]	- přírůstek vztaku vlivem klapek pro referenční křídlo uvedené v [2]
$K_p$	[-]	- součinitel zahrnující vliv rozpětí klapek
$c'/c$	[-]	- poměr hloubky křídla s vysunutými klapkami a se zasunutými klapkami
$K_\Lambda$	[-]	- součinitel zahrnující vliv šípu křídla
$C_{m,kř}$	[-]	- klopivý moment křídla se zataženými klapkami

- Výpočet  $\Delta C_{Lrefw}$ :**

Parametry referenčního křídla:

- klapka po celém rozpětí
- štíhlost  $A_{ref} = 6$
- úhel šípu  $\Lambda_{c/2ref} = 0$

$$\Delta C_{Lrefw} = K_b \cdot \Delta c_l \cdot \frac{C_{Lawref}}{c_{l\alpha}} \cdot \frac{(\alpha_\delta)_{c_l}}{(\alpha_\delta)_{c_l}}$$

kde:

$K_b$	[-]	je součinitel zahrnující vliv rozpětí klapky
$\Delta c_l$	[-]	- přírůstek vztaku profilu vlivem klapek
$C_{Lawref}$	[-]	- sklon vztakové čáry referenčního křídla
$c_{l\alpha}$	[-]	- sklon vztakové čáry profilu křídla v místě klapky

**$C_{Lawref}$ :**

Originální tvar následujícího vztahu zahrnuje vliv stlačitelnosti vzduchu. Toto se v návrhu neuvažuje, proto byl pro přehlednost vztah upraven:

$$C_{Lawref} = \frac{2\pi A_{ref}}{2 + \sqrt{\frac{A_{ref}^2}{\frac{c_{l\alpha}^2}{2\pi^2}} \cdot (1 + \tan^2 \Lambda_{c/2})} + 4}$$



$$C_{Lawref} = \frac{2\pi \cdot 6}{2 + \sqrt{\frac{6^2}{6,387^2} \cdot (1 + \tan^2 0) + 4}}$$

$$C_{Lawref} = 4,5795$$

$$\Delta C_{Lrefw} = 1 \cdot 0,335 \cdot \frac{4,5795}{6,387} \cdot 1,075$$

$$\Delta C_{Lrefw} = 0,2582$$

Hodnoty dosazené do vztahu pro  $\Delta C_{m,kř}$  jsou uvedeny v tab 24.

$x_{ref}$ [-]	$C_{Lmax,kř-\delta}$ [-]	$C_{Lmax,kř}$ [-]	$\Delta C_{Lwref}$ [-]	$K_p$ [-]	$c'/c$ [-]	$\Delta C'_m / \Delta C_{Lrefw}$ [-]	$K_\Lambda$ [-]	$A$ [-]	$\Lambda_n$ [°]	$\Delta C_{m,kř}$ [-]
0,2465	1,4586	1,3466	0,2582	0,79	1	-0,292	0,03	15,56	1,33	-0,063

Tab. 24 Výpočet přírůstku klopivého momentu křídla vlivem klapky

- Sklon momentové čáry křídla s vysunutými klapkami**

Předpokládá se, že je totožný se sklonem momentové čáry křídla bez klapky.

$$\left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_{kř-\delta} = -0,0035$$

- Shrnutí**

Součinitel klopivého momentu křídla při $C_{LK} = 0$	$C_{m0,kř-\delta}$	[-]	-0,141
Sklon momentové čáry křídla	$(dC_m/dC_L)_{kř-\delta}$	[-]	-0,0035

Tab. 25 Momentová čára křídla s vysunutou klapkou

Rovnice momentové čáry křídla:

$$C_{m,kř-\delta} = C_{m0,kř-\delta} + (\bar{x}_{ref} - \bar{x}_{AS,kř})C_L$$

$$C_{m,kř-\delta} = -0,141 - 0,0035C_L$$

### 3.5.3 Klopivý moment letounu při nulovém vztlaku

Skládá se z klopivého momentu kombinace křídlo-trup a z příspěvku ocasních ploch.

$$C_{m0,LET} = C_{m0,KT} + C_{m0,VOP}$$

- Klopivý moment kombinace křídlo-trup**

Určí se ze vztahu:

$$C_{m0,KT} = C_{m0,kř} + C_{m0,tr}$$

kde vliv trupu se vypočítá podle:

$$C_{m0,tr} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 \cdot S \cdot c_{SAT}} \cdot \int_0^{l_{tr}} b_{tr}^2 \cdot (\varphi_{kř} + \alpha_{0,kř} + \varphi_{cl,tr}) dx$$

Integrace se převede na sumaci:

$$C_{m0,tr} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 \cdot S \cdot c_{SAT}} \cdot \sum_{i=1}^n b_{tr}^2 \cdot (\varphi_{kř} + \alpha_{0,kř} + \varphi_{cl,tr,i}) \cdot \Delta x_i$$

kde:

$(k_2 - k_1)$  [-] je součinitel, závisí na štíhlosti trupu  $A_{tr}$  (viz. obr 7)

$$A_{tr} = \frac{l_{tr}}{d_{tr}}$$

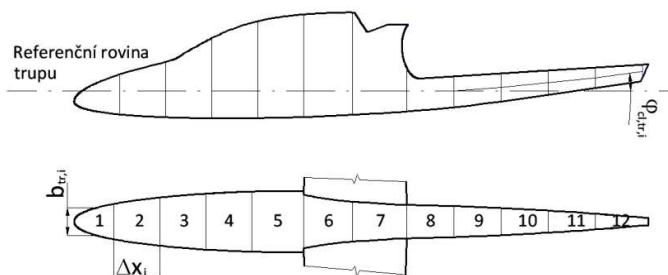
$$A_{tr} = \frac{6,98}{1,05} = 6,7$$

$b_{tr}$  [m] - je místní šířka trupu

Rozdělení trupu na úseky je patrné z obr.

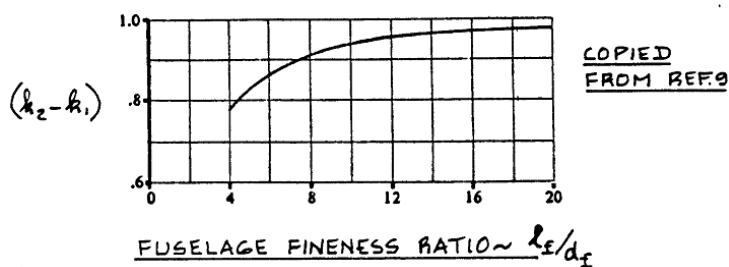
6.

V tab. 26 jsou uvedeny dosazované a  
hodnoty.



Obr. 6 Rozdělení a prohnutí trupu

vypočtené



Obr. 7 Součinitel  $(k_2 - k_1)$  (převzato z [2])

i	$\Delta x_i$ [m]	$b_{tr,i}$ [m]	$k_2-k_1$ [-]	$\varphi_{k\check{r}}$ [°]	$(\varphi_{CL})_{tr}$ [°]	$\alpha_{0,k\check{r}}$ [°]	$b_{tr,i}^2 * (\varphi_{k\check{r}} + \alpha_{0,k\check{r}} + (\varphi_{CL})_{tr,i}) * \Delta x_i$	$C_{m0,tr}$ [-]
1	0,570	0,345	0,866	0	0	-3.843	-9,21	
2	0,570	0,548			0	-3.843	-23,23	
3	0,570	0,660			0	-3.843	-33,70	
4	0,570	0,725			0	-3.843	-40,66	
5	0,569	0,754			0	-3.843	-43,86	
6	0,610	0,550			0	-3.843	-0,71	
7	0,670	0,450			0	-3.843	-0,52	
8	0,585	0,400			0	-3.843	-12,70	
9	0,585	0,361			-4,3	-3.843	-21,93	
10	0,585	0,307			-5,9	-3.843	-18,97	
11	0,585	0,236			-5,7	-3.843	-10,98	
12	0,660	0,149			-7,8	-3.843	-6,03	
Σ							-221,274	
								-0,0012

Tab. 26 Součinitel klopivého momentu trupu - shrnutí výpočtu

Klopivý moment kombinace křídlo-trup je:

$$C_{m0,KT} = -0,09$$

- **Příspěvek VOP**

Vliv VOP na klopivý moment je závislý na rameni ocasních ploch  $\tilde{L}_{VOP}$ , tato závislost je vyjádřena bezrozměrnou veličinou, tzv. mohutností VOP:

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot \tilde{L}_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}}$$

$$\tilde{V}_{VOP} = \frac{1,52 \cdot 4,066}{14,46 \cdot 1,043}$$

$$\tilde{V}_{VOP} = 0,412$$

Potom příspěvek VOP ke klopivému momentu letounu je:

$$C_{m0,VOP} = -C_{L\alpha,VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot (\alpha_{0,kř} - \varphi_{kř} + \varphi_{VOP})$$

$$C_{m0,VOP} = -4,8729 \cdot 0,412 \cdot 0,929 \cdot (-3,8426 - 0 + (-2)) \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$C_{m0,VOP} = 0,19$$

- **Klopivý moment letounu**

$$C_{m0} = C_{m0,kř} + C_{m0,tr} + C_{m0,VOP}$$

$$C_{m0} = -0,078 - 0,012 + 0,19$$

$$C_{m0} = 0,1$$

- Shrnutí

Součinitel klopivého momentu křídlo-trup	$C_{m0,KT}$	[-]	-0,09
Příspěvek VOP ke klop. momentu	$C_{m0,VOP}$	[-]	0,19
Součinitel momentu letounu	$C_{m0,LET}$	[-]	0,1

Tab. 27 Součinitel momentu letounu

## 3.5.4 Aerodynamický střed letounu

Je dán vlivem trupu a vodorovných ocasních ploch na aerodynamický střed křídla. Jeho posunutí se vypočítá ze vztahu:

$$\bar{x}_{AS,LET} = \bar{x}_{AS,kř} + \Delta\bar{x}_{AS,tr} + \frac{C_{L\alpha,VOP}}{C_{L\alpha}} \cdot k_{vop} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right)$$

- Posunutí AS vlivem trupu  $\Delta\bar{x}_{AS,tr}$

Podle literatury [2] se vypočítá ze vztahu:

$$\Delta\bar{x}_{AS,tr} = \frac{1}{36,5 \cdot 0,08 \cdot S \cdot c_{SAT}} \cdot \int_0^{l_{tr}} b_{tr}^2 \cdot \frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \cdot dx$$

Integrace převedená na sumaci:

$$\Delta\bar{x}_{AS,tr} = \frac{1}{36,5 \cdot 0,08 \cdot S \cdot c_{SAT}} \cdot \sum_{i=1}^n b_{tr,i}^2 \cdot \left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha}\right)_i \cdot \Delta x_i$$

Pro části trupu 1 až 5 se určí

$\left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha}\right)_i$  z grafu na obr. 9.

Část trupu podél křídla neovlivňuje aerodynamický střed, proto je pro části 6 a 7

$$\left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha}\right)_i = 0.$$

Pro části 8 až 12 je:

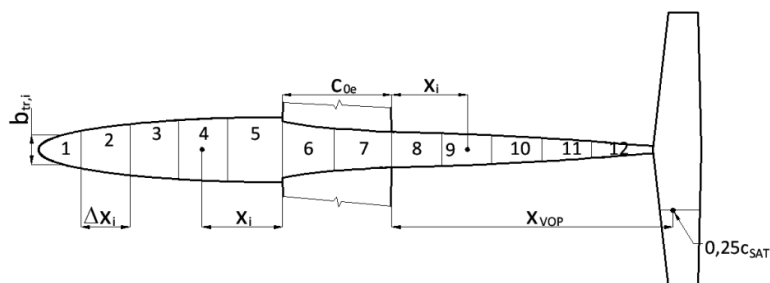
$$\left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha}\right)_i = \frac{x_i}{x_{VOP}} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

Gradient srázového úhlu se vypočítá stejným postupem jako v kap. 3.2.3 s tím, že  $h_{VOP} = 0$ .

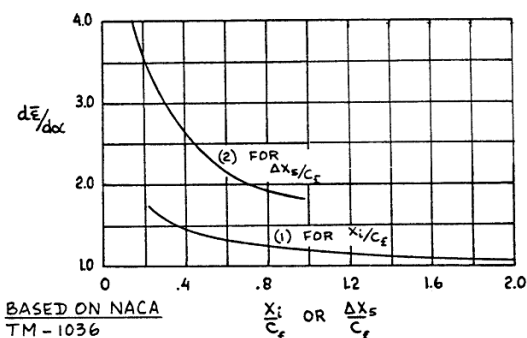
Potom:

$$\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)_i = 0,240$$

Výpočet je shrnut v tab. 28



Obr. 8 Schéma k výpočtu



Obr. 9 Vliv trupu na zešíknení proudy (převzato z [2])

i	$\Delta x_i$ [m]	$x_i$ [m]	$b_{tr,i}$ [m]	$x_i/c_{0e}$ [-]	$\delta \epsilon_u / \delta \alpha$ [-]	$b_f^2 \cdot (\delta \epsilon_u / \delta \alpha) \cdot \Delta x_i$	$\Delta x_{ac,tr}$ [-]
1	0,570	2,564	0,345	1,998	1,058	0,072	
2	0,570	1,994	0,548	1,554	1,079	0,185	
3	0,570	1,424	0,660	1,110	1,165	0,289	
4	0,570	0,854	0,725	0,665	1,277	0,383	
5	0,569	-	0,754	0,443	2,480	0,802	
6	-	-	-	-	-	-	
7	-	-	-	-	-	-	
8	0,585	0,293	0,400		0,069	0,006	
9	0,585	0,878	0,361		0,208	0,016	
10	0,585	1,463	0,307		0,346	0,019	
11	0,585	2,048	0,236		0,485	0,016	
12	0,660	2,970	0,149		0,703	0,010	
$\Sigma$						1,797	
							-0,0408

Tab. 28 Posunutí AS vlivem trupu - výpočet

- Aerodynamický střed letounu**

Dosazením do vztahu uvedeného výše:

$$\bar{x}_{AS,LET} = 0,25 + (-0,0408) + \frac{4,8729}{5,9355} \cdot 0,9292 \cdot 0,412 \cdot (1 - 0,207)$$

$$\bar{x}_{AS,LET} = 0,475$$

### 3.5.5 Momentová čára letounu v čisté konfiguraci

Má rovnici:

$$C_{m,LET} = C_{m0,LET} + C_L \cdot (x_{ref} - \bar{x}_{AS,LET})$$

$$C_{m,LET} = 0,1 - 0,2286 C_L$$

### 3.5.6 Momentová čára letounu s vychýlenou vztlakovou klapkou

Přírůstek klopivého momentu vlivem klapky se vypočítá ze vztahu:

$$\Delta C_{m-\delta} = \Delta C_{m0,k\check{r}-\delta} + C_{L\alpha,VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \frac{\tilde{L}_{VOP} - x_{ref}}{c_{SAT}} \cdot \Delta \epsilon_f$$

$$\Delta C_{m-\delta} = -0,063 + 4,8729 \cdot 0,9292 \cdot \frac{1,52}{14,46} \cdot \left( \frac{4,066}{1,0426} - 0,2465 \right) \cdot 0,146$$

$$\Delta C_{m-\delta} = -0,058$$

Rovnice momentové čáry:

$$C_{m,LET-\delta} = C_{m0,LET} + \Delta C_{m-\delta} + C_L \cdot (x_{ref} - \bar{x}_{AS,LET})$$

$$C_{m,LET-\delta} = 0,042 - 0,2286C_L$$

Průběh momentové čáry letounu v čisté konfiguraci i letounu s vysunutou klapkou je uveden v příloze 5.

### 3.6 Zhodnocení

Použitá vztlaková klapka neposkytuje velký přírůstek vztlaku, protože je primárně navržena ke změně rychlosti při případném klouzavém letu. K tomu je umožněno vychylování dolů i nahoru. Nicméně přírůstek vztlaku poskytnutý maximální kladnou výchylkou poskytne takové snížení pádové rychlosti, které postačuje k dodržení požadavku předpisu.

Při řešení odporové poláry není zahrnuto několik vlivů, které by mohly ovlivnit výsledné vlastnosti letounu. Jedním z vlivů je nezahrnutí výskytu laminární mezní vrstvy na profilu křídla a na vodorovných ocasních plochách ve větším rozsahu úhlů náběhu, což poskytují zvolené laminární. Toto bylo zanedbáno kvůli nedostatečným podkladům o chování přechodu mezi laminární a turbulentní mezní vrstvou a také kvůli nenalezení výpočtové metody, která by uspokojivě zahrnula tento vliv ve fázi koncepčního návrhu. Druhým je nezahrnutí přírůstku profilového odporu vlivem vychýlení výškového kormidla při změně vztlaku na VOP nutné k uvedení letounu do rovnováhy. Toto je způsobeno opět velmi hrubým zohledněním v použité literatuře, což by vedlo k velkému zkreslení výsledku. Navíc by byl výpočet zbytečně složitý a tento vliv není v koncepčním návrhu podstatný. Užitím přesnějších metod v pozdějších fázích se ukáže, jakou změnu zahrnutí jmenovaných vlivů přinese.

## 4 Obálka zatížení

Obálku zatížení tvoří manévrová obálka a poryvová obálka. Je počítána pro výšku letu 0 m MSA a maximální vzletovou hmotnost letounu  $m_{TOW} = 650$  kg.

### 4.1 Manévrová obálka

#### 4.1.1 Násobky zatížení

Jsou dané přepisem CS-22 pro kategorii „Utility“, pro kterou je tento návrh proveden. Jejich hodnoty jsou uvedeny v tab. 29.

$n_1$	[-]	5,3
$n_2$	[-]	4
$n_3$	[-]	-1,5
$n_4$	[-]	-2,65

Tab. 29 Manévrové násobky

#### 4.1.2 Návrhové rychlosti

- **Pádová rychlost letounu v čisté konfiguraci**

Vychází se z rovnosti vztahové a tíhové síly, úpravou se získá:

$$V_{s1} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{S \cdot \rho \cdot C_{Lmax}}}$$

$$V_{s1} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \cdot 9,80665}{14,46 \cdot 1,2256 \cdot 1,3466}}$$

$$V_{s1} = 83,21 \text{ km/h}$$

- **Pádová rychlost letounu v přistávací konfiguraci**

$$V_{sF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{S \cdot \rho \cdot C_{Lmax-\delta}}}$$

$$V_{sF} = \sqrt{\frac{2 \cdot 650 \cdot 9,80665}{14,46 \cdot 1,2256 \cdot 1,4586}}$$

$$V_{sF} = 79,95 \text{ km/h}$$

- **Maximální rychlost horizontálního letu**

Tato rychlost je určena z rovnosti potřebného a využitelného výkonu, viz kap. 7.1.

$$V_H = 232 \text{ km/h}$$

- **Návrhová manévrová rychlost**

$$V_A = V_{s1} \cdot \sqrt{n_1} = 83,21 \cdot \sqrt{5,3}$$

$$V_A = 192 \text{ km/h}$$

- **Návrhová rychlost s klapkami v přistávací konfiguraci**

Musí být:

$$V_F \geq 1,4 \cdot V_{s1} = 1,4 \cdot 83,21 = 116,5 \text{ km/h}$$

$$V_F \geq 2 \cdot V_{SF} = 2 \cdot 79,95 = 159,9 \text{ km/h}$$

Zvoleno:

$$V_F = 160 \text{ km/h}$$

- **Návrhová rychlost s klapkami v kladné cestovní konfiguraci**

Musí být:

$$V_{F+} \geq 2,7 \cdot V_{s1} = 2,7 \cdot 83,21 = 224,7 \text{ km/h}$$

$$V_{F+} \geq 1,05 \cdot V_A = 1,05 \cdot 192 = 201,1 \text{ km/h}$$

Zvoleno:

$$V_{F+} = 225 \text{ km/h}$$

- **Návrhová rychlost s klapkami v ostatních konfiguracích**

$$V_{F-} = V_D$$

$$V_{F-} = 315 \text{ km/h}$$

- **Návrhová rychlost při poryvu o rychlosti  $U = 15 \text{ m/s}$**

$$V_B > V_A$$

Zvoleno:

$$V_B = 220 \text{ km/h}$$

- **Návrhová maximální rychlost**

Musí být:

$$V_D \geq 18 \cdot \sqrt[3]{\frac{m_{TOW}}{S}} \cdot \frac{1}{C_{Dmin}} = 18 \cdot \sqrt[3]{\frac{650}{14,46}} \cdot \frac{1}{0,01797} = 244,4 \text{ km/h}$$

$$V_D \geq 1,35 \cdot V_H = 1,35 \cdot 232 = 313,2 \text{ km/h}$$

Zvoleno:

$$V_D = 315 \text{ km/h}$$



## 4.2 Poryvová obálka

### 4.2.1 Poryvové násobky

Násobky zatížení od poryvu jsou počítány pro rychlost:

- návrhovou poryvovou  $V_B$ , kdy je rychlost poryvu  $U = 15$  m/s
- návrhovou maximální  $V_D$ , kdy je  $U = 7,5$  m/s

Poryvové násobky se určí ze vztahu:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{k}{2} \cdot \rho_0 \cdot U \cdot V \cdot C_{L\alpha, kř}}{\frac{m_{TOW} \cdot g}{S}}$$

kde:

$k$  [-] je zmírňující součinitel

$$k = \frac{0,88\mu}{5,3 + \mu}$$

$\mu$  [-] - bezrozměrná hmotnost letounu

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{m_{TOW}}{S}}{\rho \cdot c_{SAT} \cdot C_{L\alpha, kř}}$$

$\rho_0$  [kg.m<sup>-3</sup>] - hustota vzduchu ve výšce 0 m MSA

$U$  [m.s<sup>-1</sup>] - rychlost poryvu

$V$  [m.s<sup>-1</sup>] - ekvivalentní vzdušná rychlost

V tab. 30 jsou uvedeny dosazované a vypočtené veličiny.

$U$ [m.s <sup>-1</sup> ]	$V$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$m_{TOW}$ [kg]	$S$ [m <sup>2</sup> ]	$\rho$ [kg.m <sup>-3</sup> ]	$c_{SAT}$ [m]	$C_{L\alpha, kř}$ [rad <sup>-1</sup> ]	$\mu$ [-]	$k$ [-]	$\rho_0$ [kg.m <sup>-3</sup> ]	$g$ [m.s <sup>-2</sup> ]	$n$ [-]
15	220	650	14,46	1,2256	1,0426	5,5552	12,67	0,62	1,2256	9,80665	5,39
-15	220	650	14,46	1,2256	1,0426	5,5552	12,67	0,62	1,2256	9,80665	-3,39
7,5	315	650	14,46	1,2256	1,0426	5,5552	12,67	0,62	1,2256	9,80665	4,14
-7,5	315	650	14,46	1,2256	1,0426	5,5552	12,67	0,62	1,2256	9,80665	-2,14

Tab. 30 Poryvové násobky – výpočet

### 4.3 Přehled rychlostí a násobků

V tab. 31 je přehled rychlostní a násobků zatížení tvořící obálku zatížení. Grafické znázornění obálky je uvedeno v příloze 6.

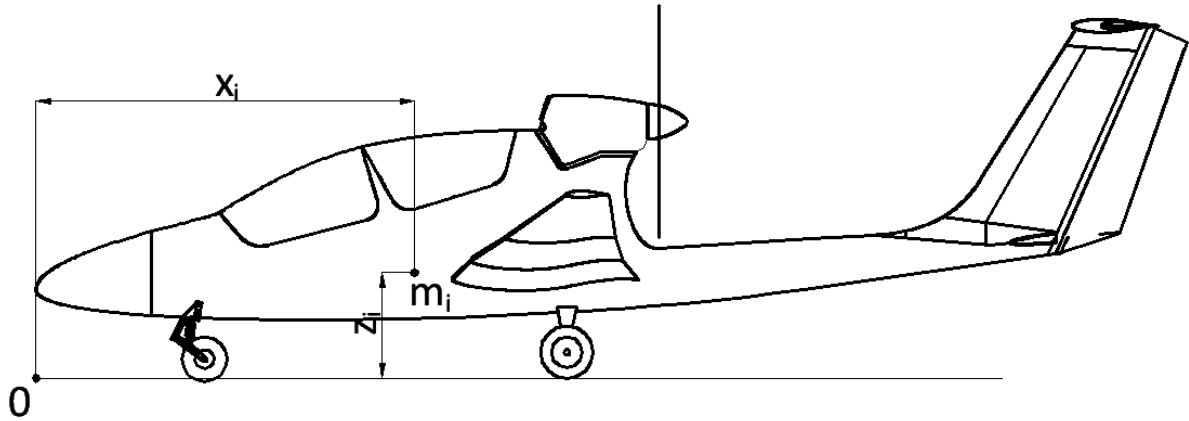
$V_{S1}$	$[\text{km.h}^{-1}]$	83,21	<b>Manévr</b>	$n_1$	$[-]$	5,3
$V_{SF}$	$[\text{km.h}^{-1}]$	79,95		$n_2$	$[-]$	4
$V_A$	$[\text{km.h}^{-1}]$	192		$n_2$	$[-]$	-1,5
$V_F$	$[\text{km.h}^{-1}]$	160		$n_2$	$[-]$	-2,65
$V_{F+}$	$[\text{km.h}^{-1}]$	225	<b>Poryv</b>	$n_{+15\text{m/s}}$	$[-]$	5,39
$V_{F-}$	$[\text{km.h}^{-1}]$	315		$n_{-15\text{m/s}}$	$[-]$	-3,39
$V_B$	$[\text{km.h}^{-1}]$	220		$n_{+7,5\text{m/s}}$	$[-]$	4,14
$V_D$	$[\text{km.h}^{-1}]$	315		$n_{-7,5\text{m/s}}$	$[-]$	-2,14

Tab. 31 Návrhové rychlosti a násobky zatížení

## 5 Hmotnostní rozbor a odhad centrál

### 5.1 Definice souřadného systému

Při výpočtu byla těžiště jednotlivých částí letounu umístěna v souřadném systému uvedeném na obr. 10.



Obr. 10 Souřadný systém

### 5.2 Skupiny položek

Jednotlivé položky tvořící letoun jsou rozděleny do skupin:

- Výstroj
- Pohonná soustava
- Konstrukce draku
- Užitečné zatížení

Hmotnosti a polohy těžišť položek neřešených v této práci byly získány z [10].

#### 5.2.1 Výstroj

Položka	m [kg]	$x_T$ [mm]	$z_T$ [mm]	$I_x$ [kg.mm]	$I_y$ [kg.mm]
Přístrojová deska I	6,7	1480	1000	9916	6700
Přístrojová deska II	3,1	2540	1100	7874	3410
Systém tlakových hadic	1	2950	900	2950	900
Elektrovýstroj	3	3300	1100	9900	3300
Sedačka pilota I	3	1860	750	5580	2250
Sedačka pilota II	3	2970	870	8910	2610
Baterie	8	2970	870	23760	6960
Brzdící systém kol	1	2500	800	2500	800
Součet	28,8				

Tab. 32 Výstroj – parametry

### 5.2.2 Pohonná soustava

Položka	m [kg]	$x_T$ [mm]	$z_T$ [mm]	$I_x$ [kg.mm]	$I_y$ [kg.mm]
Motor	75	3850	1700	288750	127500
Vrtule	8	4360	1700	34880	13600
Kapotáž	2,5	3800	1600	9500	4000
Palivový systém	0	3150	1000	0	0
Ovládání motoru	1	3000	1150	3000	1150
Motorové lože	5	3800	1300	19000	6500
Výstupní soustava	1	3800	1700	3800	1700
Vybavení motoru pož. stěna	3,5	3500	1500	12250	5250
Součet	96				

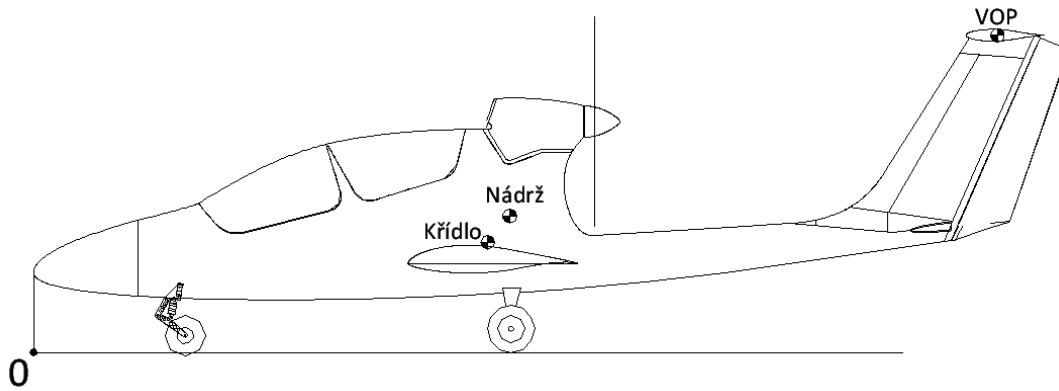
Tab. 33 Pohonná soustava - parametry

### 5.2.3 Konstrukce draku

Položka	m [kg]	$x_T$ [mm]	$z_T$ [mm]	$I_x$ [kg.mm]	$I_y$ [kg.mm]
Křídlo	120	3483	622	417930	74690
Nádrž	4	3650	1044	14600	4176
Trup po zadní sedačku	25	2500	900	62500	22500
Hlavní přepážka	3,25	3280	940	10660	3055
Střední část trupu	8	3600	900	28800	7200
Zasklení I	8	2150	1290	17200	10320
Zasklení II	8	2800	1390	22400	11120
Trup. kornout	9	5100	750	45900	6750
Mot. přepážka	3	3800	1100	11400	3300
SOP - kýl	6	7050	1600	42300	9600
SOP - kormidlo	2,5	7450	1600	18625	4000
VOP	10	7492	2440	59936	19520
Hlavní podvozek - nohy	5	3660	400	18300	2000
Kola hl. podvozku	9,8	3660	180	35868	1764
Předový podvozek - noha	4	740	350	2960	1400
Kolo př. podvozku	1,85	820	130	1517	240,5
Řízení	4	3550	800	14200	3200
Zátěž	5	6300	850	31500	4250
Nátěr	15	3400	900	51000	13500
Součet	246,4				

Tab. 34 Konstrukce draku - parametry

Grafické znázornění polohy těžiště položek řešených v této práci (křídlo, VOP, palivová nádrž) je uvedeno na obr. 11



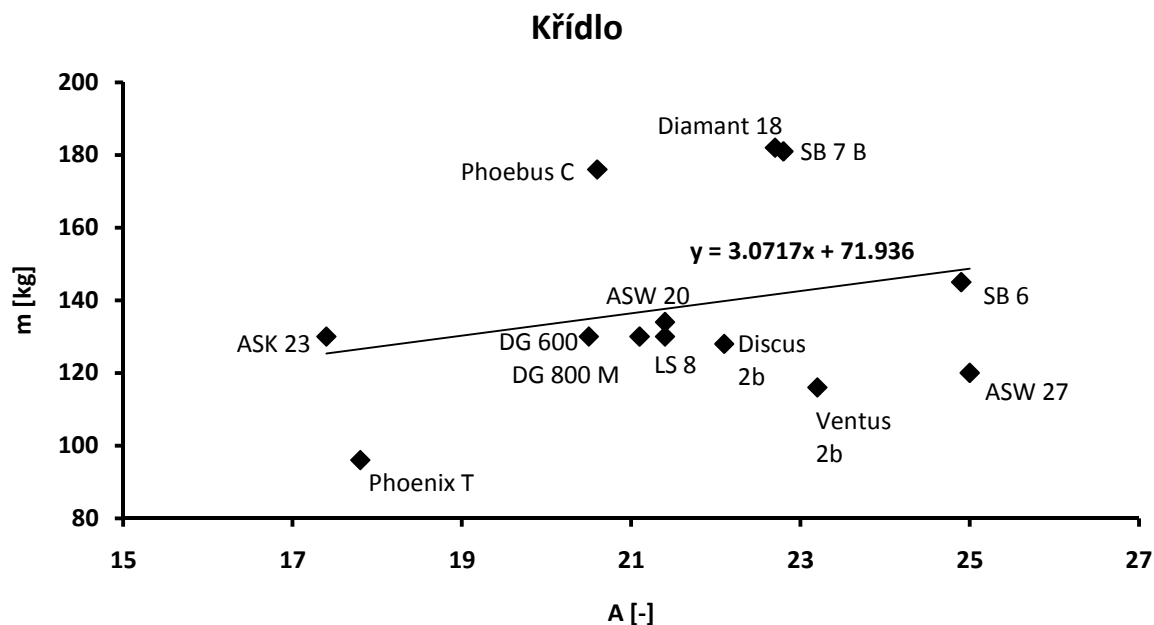
Obr. 11 Těžiště řešených částí

Hmotnost křídla byla určena zpracováním statistiky letounů kategorie CS-22 s kompozitní konstrukcí křídla. V tab. 35 jsou uvedeny jejich parametry.

Letoun	$m_{\text{TOW}}$ [kg]	Křídlo		
		b [m]	A [-]	m [kg]
Phoenix T	300	16	17,8	96
SB 6	350	18	24,9	145
SB 7 B	390	17	22,8	181
Phoebus C	459	17	20,6	176
Diamant 18	440	18	22,7	182
DG 800 M	525	15	21,1	130
Ventus 2b	525	15	23,2	116
ASW 27	500	15	25	120
LS 8	525	15	21,4	130
DG 600	525	15	20,5	130
ASW 20	454	15	21,4	134
Discus 2b	525	15	22,1	128
ASK 23	380	15	17,4	130

Tab. 35 Letouny kat. CS-22 - hmotnost křídla

V následujícím grafu je vynesena závislost hmotnosti křídla daného letounu na štíhlosti. Takto získané body byly proložený přímkou a určila se její rovnice. Z ní je vypočítána přibližná hmotnost křídla.



- Hmotnost křídla stanovená dle statistiky:**

$$m_{kř} = 3,0717 \cdot A_{kř} + 71,936$$

$$m_{kř} = 3,0717 \cdot 15,56 + 71,936$$

$$m_{kř} = 120 \text{ kg}$$

- Hmotnost VOP:**

Byla stanovena přibližným rozbořem konstrukce.

Sendvičový potah je tvořen:

- 4 vrstvy prosycené skelné tkaniny; hmotnost jedné vrstvy je  $m_{tk} = 500 \text{ g/m}^2$
- pěnové jádro: Herex ( $V_{her} = 60 \text{ kg/m}^3$ ) o tloušťce  $t = 5 \text{ mm}$

Plocha potahu:  $S_{om,VOP} = 3,12 \text{ m}^2$

Potom hmotnost potahu VOP je:

$$m_{P,VOP} = \frac{4 \cdot S_{om,VOP} \cdot m_{tk}}{1000} + \frac{S_{om,VOP} \cdot t \cdot V_{her}}{1000}$$

$$m_{P,VOP} = \frac{4 \cdot 3,12 \cdot 500}{1000} + \frac{3,12 \cdot 5 \cdot 60}{1000}$$

$$m_{P,VOP} = 7,2 \text{ kg}$$

K této hmotnosti se připočte hmotnost nosníku a závěsů, výsledná hmotnost VOP je:

$$m_{VOP} = 10 \text{ kg}$$

### 5.2.4 Prázdná hmotnost letounu

	m [kg]	$x_T$ [mm]	$z_T$ [mm]	$I_x$ [kg.mm]	$I_y$ [kg.mm]
Prázdná hmotnost	371,2	3590,14	1050,23	1332660	389845,5

Tab. 36 Parametry prázdného letounu

### 5.2.5 Proměnlivé zatížení

Do tohoto zatížení je zahrnuto:

- piloti – dle předpisu CS-22 je hmotnost jednoho pilota:
  - minimálně – 55 kg
  - maximálně – 90 kg
- palivo
  - maximální hmotnost paliva je 43,2 kg, to odpovídá 60 l
- zavazadla
  - v tomto návrhu nejsou uvažovány

Parametry proměnlivého zatížení jsou uvedeny v tab. 37.

Položka	m [kg]	$x_T$ [mm]	$z_T$ [mm]	$I_x$ [kg.mm]	$I_y$ [kg.mm]
Pilot 1 (90kg)	90	1860	750	167400	67500
Pilot 2 (90kg)	90	2970	870	267300	78300
Pilot 1 (55kg)	55	1860	750	102300	41250
Pilot 2 (55kg)	55	2970	870	163350	47850
Palivo (60l)	43,2	3650	1044	157680	45100,8

Tab. 37 Proměnlivé zatížení – parametry

### 5.2.6 Možnosti rozložení užitečného zatížení

	m [kg]	$x_T$ [mm]	$z_T$ [mm]	$I_x$ [kg.mm]	$I_y$ [kg.mm]
2 piloti (90kg) + palivo	594,4	3238,63	977,03	1925040	580746,3
2 piloti (90kg) - palivo	551,2	3206,39	971,78	1767360	535645,5
2 piloti (55kg) + palivo	524,4	3348,57	999,33	1755990	524046,3
2 piloti (55kg) - palivo	481,2	3321,51	995,31	1598310	478945,5
Pilot 1 (90kg) + palivo	504,4	3286,56	996,13	1657740	502446,3
Pilot 1 (90kg) - palivo	461,2	3252,52	991,64	1500060	457345,5
Pilot 1 (55kg) + palivo	469,4	3392,93	1014,48	1592640	476196,3
Pilot 1 (55kg) - palivo	426,2	3366,87	1011,49	1434960	431095,5
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2(55)kg + palivo	559,4	3255,43	983,73	1821090	550296,3
Pilot 1 (90kg) + Pilot 2(55)kg - palivo	516,2	3222,41	978,68	1663410	505195,5

Tab. 38 Kombinace užitečného zatížení

- **Použité výpočty**

Momenty setrvačnosti jednotlivých konfigurací byly určeny součtem momentu setrvačnosti prázdného letounu a momentů setrvačnosti jednotlivých užitečných zatížení.

Poloha těžiště byla určena podílem momentu setrvačnosti konfigurace a její hmotnosti.

### 5.3 Odhad centrází

#### 5.3.1 Centráže jednotlivých konfigurací užitečného zatížení

Centráže byly vypočteny užitím následujícího vztahu:

$$\bar{x}_i = \frac{x_{T,i} - x_{c_{SAT}}}{c_{SAT}} \cdot 100$$

$$x_{c_{SAT}} = 3,043 \text{ m}$$

$$c_{SAT} = 1,0426 \text{ m}$$

Centráže jednotlivých konfigurací užitečného zatížení jsou uvedeny v tab. 39.

	m [kg]	x <sub>T</sub> [mm]	z <sub>T</sub> [mm]	Centráž [%]
Prázdná hmotnost	371,2	3590,14	1050,23	52,51
2 piloti(90kg)+palivo	594,4	3238,63	977,03	18,80
2 piloti(90kg)-palivo	551,2	3206,39	971,78	15,70
2 piloti(55kg)+palivo	524,4	3348,57	999,33	29,34
2 piloti(55kg)-palivo	481,2	3321,51	995,31	26,75
Pilot 1 (90kg)+palivo	504,4	3286,56	996,13	23,39
Pilot 1 (90kg)-palivo	461,2	3252,52	991,64	20,13
Pilot 1 (55kg)+palivo	469,4	3392,93	1014,48	33,60
Pilot 1 (55kg)-palivo	426,2	3366,87	1011,49	31,10
Pilot 1 (90kg)+Pilot 2(55)kg+palivo	559,4	3255,43	983,73	20,41
Pilot 1 (90kg)+Pilot 2(55)kg-palivo	516,2	3222,41	978,68	17,24

Tab. 39 Centráže jednotlivých konfigurací užitečného zatížení

#### 5.3.2 Krajiní centráže

	x <sub>T</sub> [mm]	z <sub>T</sub> [mm]	Centráž [%]
Přední mezní centráž	3206,39	1019,79	15,704
Zadní mezní centráž	3392,93	1073,57	33,597
Rozsah centrází			17,89

Tab. 40 Krajiní centráže

#### 5.3.3 Střední centráž

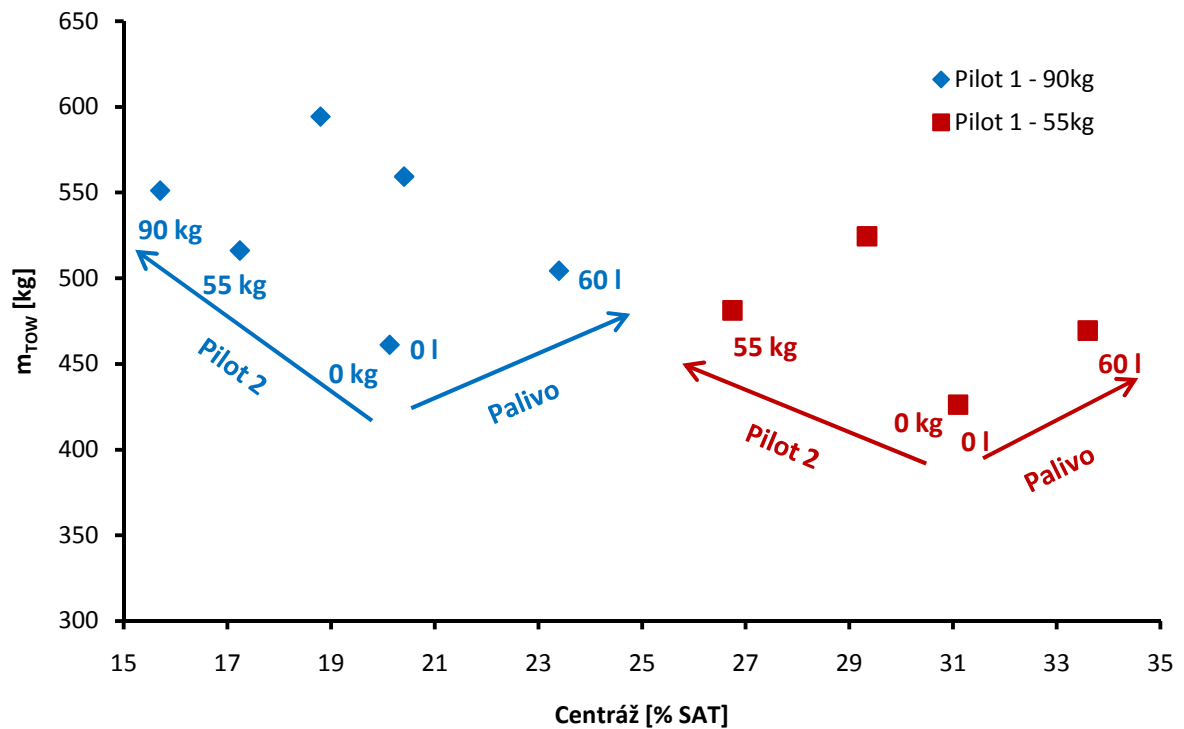
Pro tuto polohu těžiště jsou počítány momentové charakteristiky letounu a stabilita.

	x <sub>T</sub> [mm]	z <sub>T</sub> [mm]	Centráž [%]
Střední centráž	3299,66	1046,68	24,65

Tab. 41 Střední centráž



### 5.3.4 Centrážní diagram



### 5.4 Zhodnocení

Hmotnosti řešených částí letounu byly určeny odhadem na základě statistiky v případě křídla a přibližným rozbořem konstrukce v případě VOP. Přesnější hodnoty budou zjištěny, až bude navrhována a pevnostně zkontrolována konstrukce těchto částí draku.

Palivová nádrž je umístěna v prostoru pod motorem. Umístit ji do křídla není možné z důvodu jeho konstrukce.

Rozsah centrází je přibližně od 16% do 34%  $c_{SAT}$ . Žádná konfigurace užitečného zatížení není nijak omezena (např. snížením objemu paliva).

## 6 Posouzení stability a říditelnosti

Stabilita a říditelnost je posuzována použitím metodiky uvedené v [3].

### 6.1 Podélná statická stabilita s pevným řízením

#### 6.1.1 Aerodynamický střed letounu s pevným řízením

Tento bod byl určen v kapitole 3.5.4. (pro polohu těžiště při střední centrácii), jeho poloha je:

$$\bar{x}_{AS,LET} = 47,5\% SAT$$

#### 6.1.2 Statická zásoba s pevným řízením

Je určena pro polohu těžiště při zadní centrácii letounu, tj. pro:

$$\bar{x}_{T,Z} = 33,6\% SAT$$

Statická zásoba pak je:

$$\sigma_A = \bar{x}_{AS,LET} - \bar{x}_{T,Z}$$

$$\sigma_A = 47,5 - 33,6$$

$$\sigma_A = 13,9\%$$

Statická zásoba s pevným řízením by měla být pro tuto kategorii letounů v rozmezí 10 až 15%. Řešený letoun tuto podmínku splňuje.

#### 6.1.3 Vztlak VOP potřebný k vyvážení klopivého momentu

Při rovnovážném letu platí rovnice:

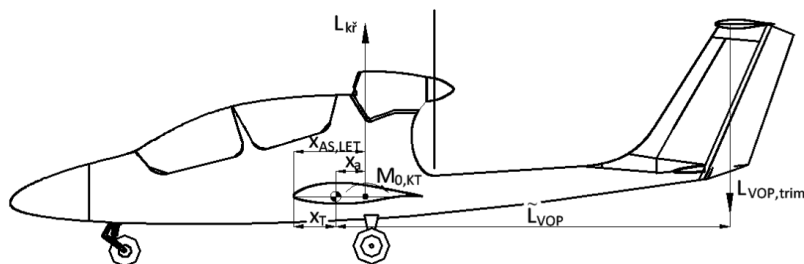
$$C_m = C_{L,kř} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AS,LET}) + C_{m0,kř} + C_{m0,tr} - C_{LVOP,trim} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot k_{VOP} = 0$$

Vztlak na VOP potřebný k zajištění rovnováhy letounu je:

$$C_{LVOP,trim} = \frac{C_{L,kř} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AS,LET}) + C_{m0,kř} + C_{m0,tr}}{\tilde{V}_{VOP} \cdot k_{VOP}}$$

Pro letoun s vysunutou klápkou platí:

$$C_{LVOP,trim-\delta} = \frac{C_{L,kř} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AS,LET}) + C_{m0,kř-\delta} + C_{m0,tr}}{\tilde{V}_{VOP} \cdot k_{VOP}}$$



Obr. 12 Momenty a síly působící na letoun

V tab. 42 je uveden požadovaný vztlak na VOP pro několik součinitelů vztlaku křídla:

$\alpha_{kř}$ [°]	$C_{L,kř}$ [-]	$C_{L,kř-\delta}$ [-]	$C_{LVOP,trim}$ [-]	$C_{LVOP,trim-\delta}$ [-]
-5		-0,0002		-0,2347
-4	-0,0153	0,0967	-0,2257	-0,2927
-3	0,0817	0,1937	-0,2837	-0,3507
-2	0,1787	0,2907	-0,3417	-0,4086
-1	0,2756	0,3876	-0,3997	-0,4666
0	0,3726	0,4846	-0,4576	-0,5246
1	0,4695	0,5815	-0,5156	-0,5826
2	0,5665	0,6785	-0,5736	-0,6405
3	0,6634	0,7754	-0,6315	-0,6985
4	0,7604	0,8724	-0,6895	-0,7565
5	0,8573	0,9693	-0,7475	-0,8144
6	0,9543	1,0663	-0,8054	-0,8724
7	1,0513	1,1633	-0,8634	-0,9304
8	1,1482	1,2602	-0,9214	-0,9884
9	1,2452	1,3572	-0,9794	-1,0463
10	1,3421	1,4541	-1,0373	-1,1043
10,5	1,3906	1,5026	-1,0663	-1,1333

Tab. 42 Vyvažovací vztlak VOP

## 6.2 Podélná statická stabilita s volným řízením

### 6.2.1 Výškové kormidlo

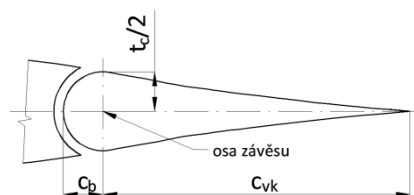
Geometrické charakteristiky výškového kormidla

viz kap. 2.5.

Doplňující údaje (viz obr. 13):

$$c_b = t_c/2 = 20,87 \text{ mm}$$

$$c_{vk} = 180 \text{ mm}$$



Obr. 13 Výškové kormidlo - doplňující char.

### 6.2.2 Účinnost výškového kormidla

Vypočte se užitím vztahu:

$$\tau_{vk} = \left( \frac{C_{l\delta}}{C_{l\alpha, VOP}} \right) \cdot \left[ \frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}} \right] \cdot K_{b, vk}$$

kde:

$C_{l\alpha, VOP}$  [-] je sklon vztahové čáry profilu VOP

$\frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}}$  [-] - součinitel, závisí na štíhlosti VOP a hloubce kormidla

$K_{b, vk}$  [-] - součinitel zohledňující rozpětí kormidla

$$\tau_{vk} = \left( \frac{3,9131}{5,65} \right) \cdot 1,04 \cdot 0,96$$

$$\tau_{vk} = 0,7203$$

### 6.2.3 Derivace součinitele závěsového momentu

- Derivace  $C_{h\alpha}$

Vypočítá se ze vztahu:

$$C_{h\alpha} = \frac{A_{VOP} \cdot \cos \Lambda_{VOP}}{A_{VOP} + 2 \cos \Lambda_{VOP}} \cdot C_{h\alpha_{bal}} + \Delta C_{h\alpha}$$

Součinitelé  $C_{h\alpha_{bal}}$  a  $\Delta C_{h\alpha}$  byly určeny odečtem z grafů uvedených v [3] (pro kormidlo s kruhovou náběžnou hranou).

Potom:

$$C_{h\alpha} = \frac{6,74 \cdot \cos 4,91^\circ}{6,74 + 2 \cos 4,91^\circ} \cdot (-0,380) + 0,0472$$

$$C_{h\alpha} = -0,2451$$

- **Derivace  $C_{h\delta, vk}$**

$$C_{h\delta, vk} = \cos \Lambda_{VOP} \cdot \cos \Lambda_{OZ} \cdot \left[ (C_{h\delta, vk})_{bal} + \alpha_{\delta} (C_{h\alpha})_{bal} \cdot \frac{2 \cos \Lambda_{VOP}}{A_{VOP} + 2 \cos \Lambda_{VOP}} \right] + \Delta C_{h\delta, vk}$$

kde:

$\Lambda_{OZ}$  [°] je úhel šípu osy závěsu

$$\alpha_{\delta} = -\frac{C_{l\delta}}{C_{l\alpha}}$$

$$\alpha_{\delta} = -\frac{3,9131}{5,65}$$

$$\alpha_{\delta} = -0,6926$$

Součinitele  $(C_{h\delta, vk})_{bal}$  a  $\Delta C_{h\delta, vk}$  byly opět odečteny z grafů.

$$C_{h\delta, vk} = \cos 4,91^{\circ} \cdot \cos 0^{\circ} \cdot \left[ -0,7498 + (-0,6926) \cdot (-0,380) \cdot \frac{2 \cos 4,91^{\circ}}{6,74 + 2 \cos 4,91^{\circ}} \right] + 0,0514$$

$$C_{h\delta, vk} = -0,6358$$

#### 6.2.4 Aerodynamický střed letounu s volným řízením

Uvolněním výškového kormidla dojde k posunutí aerodynamického středu. Tento vliv se vypočte podle:

$$\bar{x}'_{AS,LET} = \bar{x}_{AS,kř} - \Delta \bar{x}_{AS,tr} + \frac{C_{La,VOP}}{C_{L\alpha}} \cdot k_{vop} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot \left( 1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha} \right) \cdot \left( 1 - \tau_{VK} \cdot \frac{C_{h\alpha}}{C_{h\delta, vk}} \right)$$

$$\bar{x}'_{AS,LET} = 0,25 - (-0,0408) + \frac{4,8729}{5,9355} \cdot 0,9292 \cdot 0,412 \cdot (1 - 0,207) \cdot \left( 1 - 0,7203 \cdot \frac{-0,2451}{-0,6358} \right)$$

$$\bar{x}'_{AS,LET} = 0,4012 = 40,12\%$$

#### 6.2.5 Statická zásoba s volným řízením

Je určena pro polohu těžiště při zadní centráž letounu, tj. pro:

$$\bar{x}_{T,Z} = 33,6\%$$

Statická zásoba pak je:

$$\sigma_A = \bar{x}'_{AS,LET} - \bar{x}_{T,Z}$$

$$\sigma_A = 40,12 - 33,6$$

$$\sigma'_A = 6,5\%$$

Míra statické zásoby s volným řízením vyhovuje.

### 6.3 Vyvažitelnost síly v řízení ve vybraných režimech

Předpis CS-22 požaduje, aby u letounu opatřeného vyvažovací ploškou na výškovém kormidle byl závěsový moment VK vyvážen touto ploškou v režimech:

- klapky v přistávací poloze, vzdušné brzdy zataženy a podvozek vytažen v rozsahu rychlostí  $1,2V_{S1}$  až  $2V_{S1}$
- při stoupání s motorem pracujícím na maximální trvalý výkon při rychlosti odpovídající maximální stoupavosti  $V_{Vz,max}$ , klapky ve vzletové poloze
- při horizontálním letu s pracujícím motorem v rozsahu rychlostí  $V_{Vz,max}$  až  $0,9V_H$

Tyto případy jsou posuzovány pro polohu těžiště při přední mezní centráži, která je nejméně příznivým případem pro tento problém.

V tomto návrhu je přistávací a vzletová poloha klapky totožná, její výchylka je  $18^\circ$ .

#### 6.3.1 Stanovení derivace závěsového momentu vyvažovací plošky

- Derivace  $C_{h\delta, vp}$

$$C_{h\delta, vp} = \cos \Lambda_{VOP} \cdot \cos \Lambda_{OZ} \cdot \left[ (C_{h\delta, vp})_{bal} + \alpha_\delta (C_{h\alpha})_{bal} \cdot \frac{2 \cos \Lambda_{VOP}}{A_{VOP} + 2 \cos \Lambda_{VOP}} \right] + \Delta C_{h\delta, vp}$$

Součinitele  $(C_{h\delta, vp})_{bal}$  a  $\Delta C_{h\delta, vp}$  byly opět odečteny z grafů.

Dosazením do rovnice:

$$C_{h\delta, vp} = \cos 4,91^\circ \cdot \cos 0^\circ \cdot \left[ -0,9097 + (-0,6926) \cdot (-0,380) \cdot \frac{2 \cos 4,91^\circ}{6,74 + 2 \cos 4,91^\circ} \right] + 0,0047$$

$$C_{h\delta, vp} = -0,8418$$

#### 6.3.2 Příspěvek tahu pohonné jednotky ke klopivému momentu

Pro posouzení případů stanovených předpisem je třeba započítat vliv pohonné jednotky na klopivý moment, se kterým nebylo dosud počítáno. Výpočet je proveden pro výšku 0 m MSA podle vztahu uvedeného v [2]:

$$\Delta C_{m,T} = \frac{T \cdot d_T}{q \cdot S \cdot c_{SAT}}$$

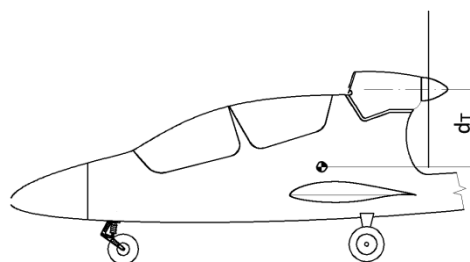
kde:

- $T$  [N] je tah motoru při daném režimu  
 $d_T$  [m] - rameno tahu k těžišti letounu (viz. obr. 14)  
 $q$  [N/m<sup>2</sup>] - dynamický tlak

$$q = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2$$

kde:

$$\rho = 1,2256 \frac{kg}{m^3}$$



Obr. 14 Rameno tahu

Při stoupání (režim B) je uvažován maximální trvalý výkon motoru (tj. využitelný výkon), pro horizontální let (režim C) se uvažuje potřebný výkon. Příslušné tahy jsou určeny v kap. 7.1. Hodnoty jednotlivých veličin a výsledný přírůstek momentu jsou uvedeny v tab. 43.

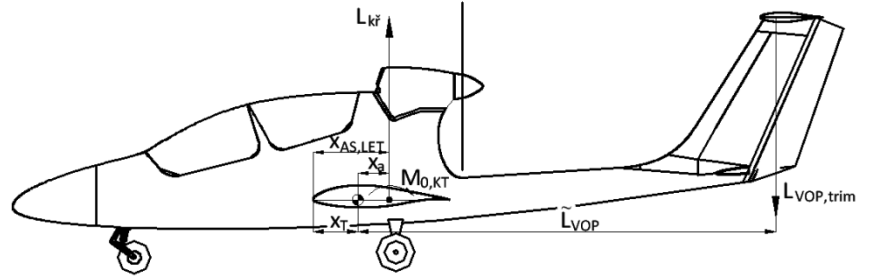
Režim		B	C				
V	[km/h]	120	120	140	160	180	209
d <sub>T</sub>	[m]	-0,774	-0,774	-0,774	-0,774	-0,774	-0,774
T	[N]	1099,37	431,63	443,34	484,79	546,11	660
ΔC <sub>m,T</sub>	[-]	-0,0829	-0,0325	-0,0246	-0,0206	-0,0183	-0,0164

Tab. 43 Příspěvek pohonné jednotky ke klopivému momentu

### 6.3.3 Potřebná výchylka kormidla a vyvažovací plošky

- **Výchylka kormidla**

K zajištění rovnovážného stavu letounu je potřeba mít určitou vyvažovací sílu na VOP, tu mění výškové kormidlo. Jeho výchylka potřebná k zajištění tohoto stavu se určí z momentové rovnováhy letounu (provedeno dle [3]):



Obr. 15 Momentová rovnováha

$$C_m = C_{L,kř} \cdot \bar{x}_a + C_{m,tr} + C_{m,tr} - C_{L,VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot k_{VOP}$$

kde:

$$C_{L,VOP} = C_{L\alpha,VOP} \cdot (\alpha_{kř} - \varphi_{kř} + \varphi_{VOP} - \varepsilon + \tau_{vk} \cdot \delta_{vk}) \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot k_{VOP}$$

Úpravou rovnice se získá:

$$\delta_{vk} = \frac{C_{L,kř} \cdot \bar{x}_a + C_{m,tr} + C_{m,tr} - C_{L\alpha,VOP} \cdot (\alpha_{kř} - \varphi_{kř} + \varphi_{VOP} - \varepsilon) \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot k_{VOP}}{C_{L\alpha,VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \tau_{vk}}$$

Derivací vztahu podle souč. vztaku letounu  $C_L$ :

$$\frac{d\delta_{vk}}{dC_L} = - \frac{[\bar{x}_{T,P} - (\bar{x}_{AS,kř} + \Delta\bar{x}_{AS,tr})] - \frac{C_{L\alpha,VOP}}{C_{L\alpha}} \cdot k_{vop} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha}\right)}{C_{m\delta}}$$

Výchylka kormidla při nulovém vztaku letounu:

$$\delta_{vk,0} = \frac{C_{m0kř} + \Delta C_m + C_{m0tr} + \Delta C_{m,T} - a_{VOP} \cdot (\alpha_{0kř} - \varphi_{kř} + \varphi_{VOP}) \cdot \tilde{V}_{VOP}}{-C_{m\delta}}$$

Potřebná výchylka výškového kormidla se vypočítá podle:

$$\delta_{vk} = \delta_{vk,0} + \frac{d\delta_{vk}}{dC_L} \cdot C_L$$

Výsledné a dosazované hodnoty jsou uvedeny v tab. 46 pro jednotlivé režimy.

Pro režimy s pracujícím motorem je určena změna dynamického tlaku na VOP vlivem vrtulového proudu. Vypočte se ze vztahu:

$$k_{VOP} = 1 + \frac{S_{VOP,o}}{S_{VOP}} \cdot \frac{2200 \cdot P_v}{q \cdot V \cdot \pi \cdot D_v^2}$$

kde:

$S_{VOP,o}$  [m<sup>2</sup>] je plocha VOP ovlivněná vrtulovým proudem

$D_v$  [ft] - průměr vrtule

$P_v$  [hp] - využitelný výkon motoru

$q$  [psf] - dynamický tlak volného proudu

$$S_{VOP,o} = 0,5668 \text{ m}^2$$

$$D_v = 1,6 \text{ m} = 5,249 \text{ ft}$$

V tab. 44 jsou hodnoty dosazovaných veličin a výsledky. Využitelný výkon motoru při dané rychlosti je určen v kap. 7.1 (režim B využitelný výkon při  $n = 5500 \text{ min}^{-1}$ , režim C při  $n = 5000 \text{ min}^{-1}$ ).

V [km/h]	V [ft/s]	P <sub>v</sub> [kW]	P <sub>v</sub> [hp]	q [Pa]	q [psf]	k <sub>VOP</sub> [-]
120	109,32	36,65	49,14	680,89	14,30	1,298
120	109,32	28,46	38,16	680,89	14,30	1,231
140	127,54	29,99	40,22	926,77	19,46	1,154
160	145,76	31,02	41,60	1210,47	25,42	1,106
180	163,98	31,69	42,50	1532,00	32,17	1,076
209	190,40	32,40	43,45	2065,41	43,37	1,050

Tab. 44 Změna dynamického tlaku na VOP vlivem vrtulového proudu

#### • Výchylka vyvažovací plošky

Vyvažovací ploška na kormidle způsobuje moment, který vyvažuje závesový moment kormidla. Tím eliminuje (snižuje) sílu na řídící páce. Výchylka potřebná k zajištění tohoto stavu se určí z rovnice závesového momentu výškového kormidla:

$$C_h = C_{h0} + C_{h\alpha} \cdot \alpha_{VOP} + C_{h\delta,vk} \cdot \delta_{vk} + C_{h\delta,vp} \cdot \delta_{vp}$$

$C_{h0}$  je zanedbán, potom je výchylka vyvažovací plošky:

$$\delta_{vp} = - \frac{C_{h\alpha} \cdot \alpha_{VOP} + C_{h\delta,vk} \cdot \delta_{vk}}{C_{h\delta,vp}}$$



kde:

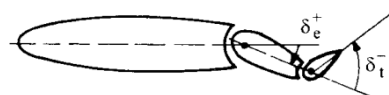
$$\alpha_{VOP} = \alpha_{kř} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \varphi_{VOP}$$

Pro přehlednost jsou v tab. 45 uvedeny hodnoty jednotlivých derivací závěsového momentu.

$C_{h\alpha}$	$C_{h\delta, vk}$	$C_{h\delta, vp}$
[-]	[-]	[-]
-0,2451	-0,6358	-0,8418

Tab. 45 Derivace závěsového momentu

V tab. 46 je pro řešené režimy uveden výpočet výchylek výškového kormidla a vyvažovací plošky, znaménková konvence je zřejmá z obr. 16.



Obr. 16 Znaménková konvence (převzato z [3])

Režim		A		B	C				
V	[km/h]	99,85	166,41	120	120	140	160	180	208
$C_L$	[-]	0,935	0,337	0,647	0,647	0,476	0,364	0,288	0,238
$\alpha_{kř}$	[°]	5,802	-0,370	2,835	2,835	1,063	-0,087	-0,875	-1,390
$\alpha_{VOP}$	[°]	2,601	-2,294	0,248	0,248	-1,157	-2,069	-2,694	-3,102
$\Delta C_m$	[-]	-0,0629	-0,0629	-0,0629	0	0	0	0	0
$\Delta C_{m,T}$	[-]	0	0	-0,0829	-0,0325	-0,0246	-0,0206	-0,0183	-0,0164
$k_{VOP}$	[-]	0,929	0,929	1,298	1,231	1,154	1,106	1,076	1,050
$C_{m\delta}$	[-]	-1,373	-1,373	-1,918	-1,918	-1,704	-1,635	-1,590	-1,551
$d\delta_{vk}/dC_L$	[-]	-0,223	-0,223	-0,160	-0,160	-0,180	-0,188	-0,193	-0,198
$\delta_{vk,0}$	[°]	2,36	2,36	1,69	1,69	1,90	1,98	2,04	2,09
$\delta_{vk}$	[°]	-9,61	-1,95	-4,25	-4,25	-3,01	-1,94	-1,15	-0,34
$\delta_{vp}$	[°]	6,50	2,14	3,13	3,13	2,61	2,06	1,65	1,21

Tab. 46 Výchyvky výškového kormidla a vyvažovací plošky v daném režimu letu

## 6.4 Zhodnocení

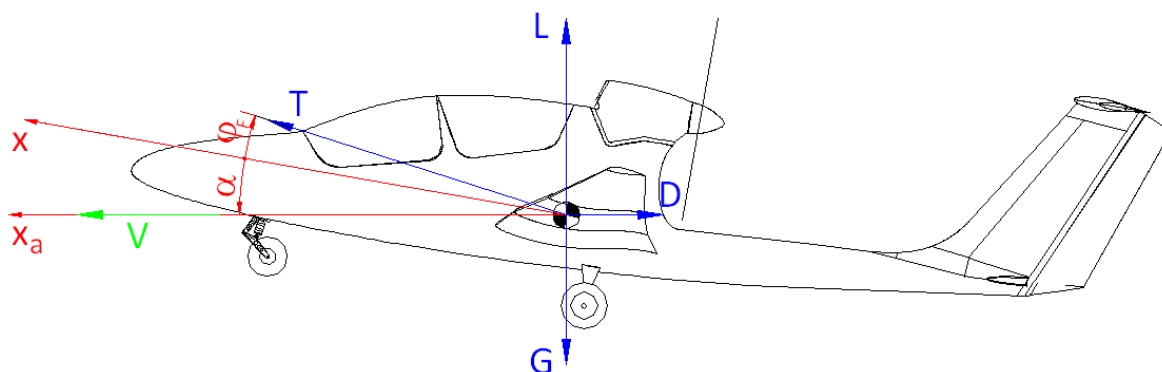
Statická zásoba letounu s pevným i uvolněným kormidlem je dostatečná.

Z výsledků vyvažitelnosti síly v řízení vyplývá, že požadavky dané předpisem jsou splněny, tj. potřebné výchylky vyvažovací plošky jsou v rozsahu zvolených maximálních výchylek.

## 7 Letové výkony

### 7.1 Horizontální let

#### 7.1.1 Síly působící na letoun a jejich rovnováha



Obr. 17 Horizontální let

Na letoun působí síly uvedené na obr. 17. Silová rovnováha pro ustálený let pak je:

$$\begin{aligned}x_a: T \cdot \cos(\alpha + \varphi_F) - D &= 0 \\z_a: G - T \cdot \sin(\alpha + \varphi_F) - L &= 0\end{aligned}$$

Pro malé úhly náběhu  $\alpha$  a nastavení motoru  $\varphi_F$  se může psát:

$$\begin{aligned}T &= D \\G &= L\end{aligned}$$

#### 7.1.2 Maximální rychlost horizontálního letu a cestovní rychlost

Určí se z rovnosti využitelného a potřebného výkonu. Výpočet je proveden pro výšku 0 m MSA

- **Využitelný tah**

Na letounu je instalován motor Rotax 912A2 s elektricky stavitelnou vrtulí stálých otáček („Constant speed“) Woodcomp SR 3000 o průměru 1,6 m. Závislost využitelného tahu této pohonné jednotky na rychlosti letu byla získána z [11]. V tab. 47 jsou uvedeny jeho hodnoty pro otáčky motoru odpovídající:

- maximálnímu výkonu ( $n = 5800 \text{ min}^{-1}$ )
- maximálnímu trvalému výkonu ( $n = 5500 \text{ min}^{-1}$ )
- cestovnímu výkonu ( $n = 5000 \text{ min}^{-1}$ )

- **Využitelný výkon**

Vypočítá se podle:

$$P_V = T_V \cdot V$$

- **Potřebný tah**

Z rovnováhy sil uvedené výše plyne, že potřebný tah je roven odporové síle působící na letoun. Proto:

$$F_P = D = C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$$

Součinitel odporu  $c_D$  se určí z rovnice odporové poláry letounu určené v kap. 3.3.11. Rovnice analytické poláry tedy je:

$$C_D = 0,0356 \cdot C_L^2 - 0,0052 \cdot C_L + 0,018$$

Součinitel vztlaku letounu pro danou rychlost se vypočte z:

$$L = G$$

$$C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S = m_{TOW} \cdot g$$

$$C_L = \frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S}$$

- **Potřebný výkon**

$$P_P = T_P \cdot V$$

Výsledné hodnoty výše uvedených veličin jsou v tab. 47.

V [km/h]	$C_L$ [-]	$C_D$ [-]	D [N]	$T_v$ 5800 [N]	$T_v$ 5500 [N]	$T_v$ 5000 [N]	$P_P$ [kW]	$P_v$ 5800 [kW]	$P_v$ 5500 [kW]	$P_v$ 5000 [kW]
80	1,457	0,0860	376,18	1320,59	1323,31	1047,34	8,360	29,346	29,407	23,274
85	1,290	0,0706	348,59	1292,25	1293,26	1021,06	8,231	30,512	30,535	24,108
90	1,151	0,0592	327,73	1264,40	1263,78	995,36	8,193	31,610	31,595	24,884
95	1,033	0,0506	312,34	1237,05	1234,89	970,25	8,242	32,644	32,587	25,604
100	0,932	0,0441	301,49	1210,21	1206,58	945,74	8,375	33,617	33,516	26,270
105	0,846	0,0391	294,43	1183,89	1178,87	921,83	8,588	34,530	34,384	26,887
110	0,770	0,0351	290,61	1158,10	1151,77	898,52	8,880	35,386	35,193	27,455
115	0,705	0,0320	289,59	1132,84	1125,27	875,82	9,251	36,188	35,946	27,977
120	0,647	0,0296	290,99	1108,11	1099,37	853,71	9,700	36,937	36,646	28,457
125	0,597	0,0276	294,55	1083,91	1074,08	832,20	10,227	37,636	37,294	28,896
130	0,552	0,0260	300,03	1060,25	1049,40	811,29	10,834	38,287	37,895	29,297
135	0,512	0,0247	307,23	1037,12	1025,32	790,97	11,521	38,892	38,449	29,661
140	0,476	0,0236	316,01	1014,52	1001,83	771,23	12,289	39,454	38,960	29,992
150	0,414	0,0220	337,79	970,91	956,65	733,49	14,075	40,455	39,861	30,562
160	0,364	0,0208	364,56	929,40	913,83	698,04	16,202	41,307	40,615	31,024
180	0,288	0,0195	430,90	852,53	835,09	633,80	21,545	42,627	41,754	31,690
200	0,233	0,0187	512,03	783,68	765,28	578,10	28,446	43,538	42,515	32,116
220	0,193	0,0183	606,23	722,53	704,03	530,52	37,047	44,155	43,024	32,421
240	0,162	0,0181	712,47	668,78	650,96	490,62	47,498	44,586	43,398	32,708

Tab. 47 Potřebné a využitelné výkony

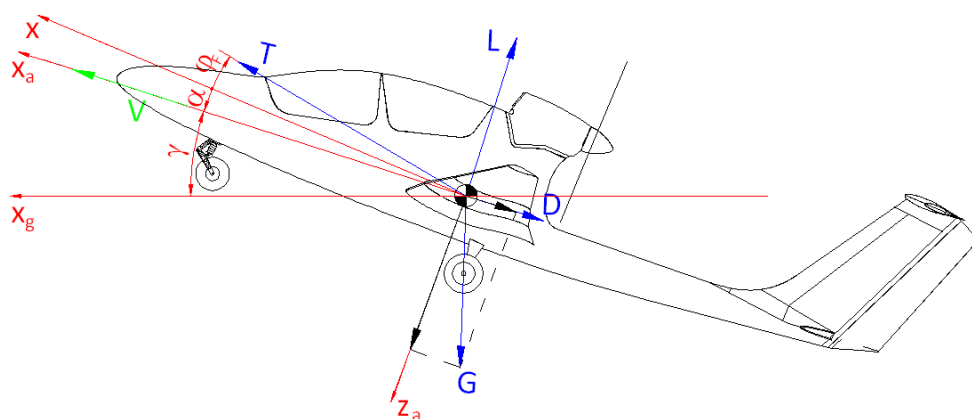
Maximální horizontální rychlost a cestovní rychlost se určí z grafické závislosti potřebného a využitelného výkonu na rychlosti letu, toto je uvedeno na v příloze 7. V tab. 48 jsou výsledné rychlosti.

Cestovní rychlost	$V_c$ [km/h]	209
Max. horizontální rychlost	$V_H$ [km/h]	232

Tab. 48 Výsledné horizontální rychlosti

## 7.2 Stoupavý let

### 7.2.1 Síly působící na letoun a jejich rovnováha



Obr. 18 Stoupavý let

Silová rovnováha pro ustálený let je:

$$\begin{aligned} x_a: T \cdot \cos(\alpha + \varphi_F) - D - G \cdot \sin \gamma &= 0 \\ z_a: -T \cdot \sin(\alpha + \varphi_F) - L + G \cdot \cos \gamma &= 0 \end{aligned}$$

Opět se předpokládají malé úhly náběhu  $\alpha$  a nastavení motoru  $\varphi_F$ :

$$\begin{aligned} T - D - G \cdot \sin \gamma &= 0 \\ -L + G \cdot \cos \gamma &= 0 \end{aligned}$$

### 7.2.2 Maximální stoupací rychlost a maximální úhel stoupání

Stoupací rychlost se určí ze vztahu:

$$\bar{V}_z = \frac{(T - D) \cdot V}{G} = \frac{\Delta F \cdot V}{m_{TOW} \cdot g} = \frac{\Delta P}{m_{TOW} \cdot g}$$

Úhel stoupání se vypočítá užitím vztahu:

$$\gamma = \arcsin \frac{\bar{V}_z}{V}$$

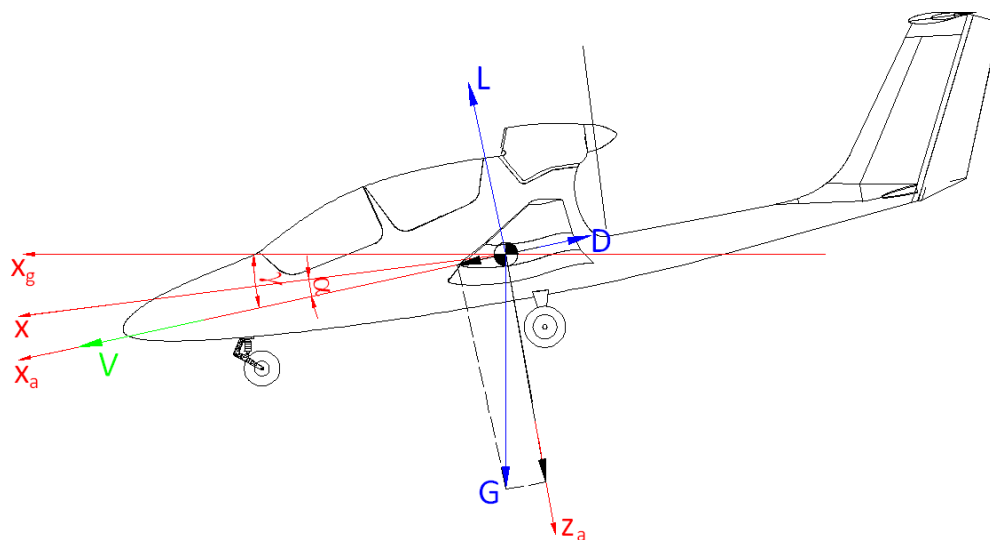
V tab. 49 jsou uvedeny výsledky, v příloze 8 je přehled stoupacích rychlostí a úhlů stoupání pro různé rychlosti letu a jejich grafické znázornění.

Maximální stoupací rychlost	[m/s]	4,25	při $V = 125$ km/h
Maximální úhel stoupání	[°]	8,54	při $V = 80$ km/h

Tab. 49 Výkony při stoupavém letu

## 7.3 Klouzavý let

### 7.3.1 Síly působící na letoun a jejich rovnováha



Obr. 19 Klouzavý let

Pro klouzavý let platí:

$$x_a: G \cdot \sin \bar{\gamma} - D = 0$$

$$z_a: G \cdot \cos \bar{\gamma} - L = 0$$

### 7.3.2 Úhel klouzání a klesací rychlost

- Úhel klouzání

Je dán aerodynamickou jemností letounu, vypočte se ze vztahu:

$$\bar{\gamma} = \arctg \frac{D}{L} = \arctg \frac{C_D}{C_L}$$

Rychlost letu se vypočte z rovnice rovnováhy:

$$L = G \cdot \cos \bar{\gamma}$$

dosazením a úpravou se získá vztah:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot \cos \bar{\gamma}}{C_L \cdot \rho \cdot S}}$$

- Klesací rychlost

$$V_z = V \cdot \sin \bar{\gamma}$$

při které je vodorovná složka rychlosti:

$$V_x = V \cdot \cos \bar{\gamma}$$

V tab. 50 jsou uvedeny minimální klesací rychlost a úhel klouzání.

Minimální klesací rychlost	[m/s]	1,28	při V = 90 km/h
Minimální úhel klouzání	[°]	2,6	při V = 115 km/h

Tab. 50 Klouzavý let

Rychlostní polára - viz příloha 8.

## 7.4 Dolet a vytrvalost

Tyto letové výkony jsou počítány pro parametry uvedené v tab. 51 a pro rychlost letu při maximálním trvalém výkonu a při 75% trvalého výkonu motoru, tzn. pro cestovní a maximální horizontální rychlost. Údaje o spotřebě paliva při daných otáčkách jsou získány z [12].

Výška letu	H	[m MSA]	0
Hustota vzduchu	$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	1,2256
Vzletová hmotnost	$m_{TOW}$	[kg]	650
Hmotnost paliva	$m_{pal}$	[kg]	43,2
Hmotnost po spotřebování paliva	$m_2$	[kg]	606,8
Hustota paliva	$\rho_{pal}$	[kg/l]	0,72
Objem paliva	$V_{pal}$	[l]	60

Tab. 51 Údaje pro výpočet doletu a vytrvalosti

### 7.4.1 Dolet

Pro danou rychlost byl vypočten součinitel vzlaku a součinitel odporu (z rovnice analytické poláry (viz kap. 3.3.11)). Předpokládá se konstantní  $C_L$  po celou dobu letu, tzn. že letoun vlivem snižování hmotnosti stoupá. Dolet se určí ze vztahu:

$$R = \frac{\eta_V}{g \cdot c_{eP}} \cdot \left( \frac{C_L}{C_D} \right) \cdot \ln \frac{m_{TOW}}{m_2}$$

Měrná spotřeba byla ze známé hodinové spotřeby paliva určena ze vztahu:

$$c_{eP} = \frac{c_h \cdot \rho_{pal}}{1000 \cdot 3600 \cdot P_m}$$

Účinnost vrtule byla určena ze závislosti účinnost-rychlostní poměr, která byla získána [11] (viz obr. 20). Tato závislost je pro izolovanou vrtuli. Dle [11] je faktor snížení účinnosti vrtule vlivem zástavby roven 0,9058.

Rychlostní poměr je dle [8]:

$$J = \frac{V}{n_v \cdot D_v}$$

kde:

$n_v$  [s<sup>-1</sup>] jsou otáčky vrtule

$$n_v = \frac{n_m}{i}$$

$i$  [-] - převodový poměr

$n_m$  [s<sup>-1</sup>] - otáčky motoru

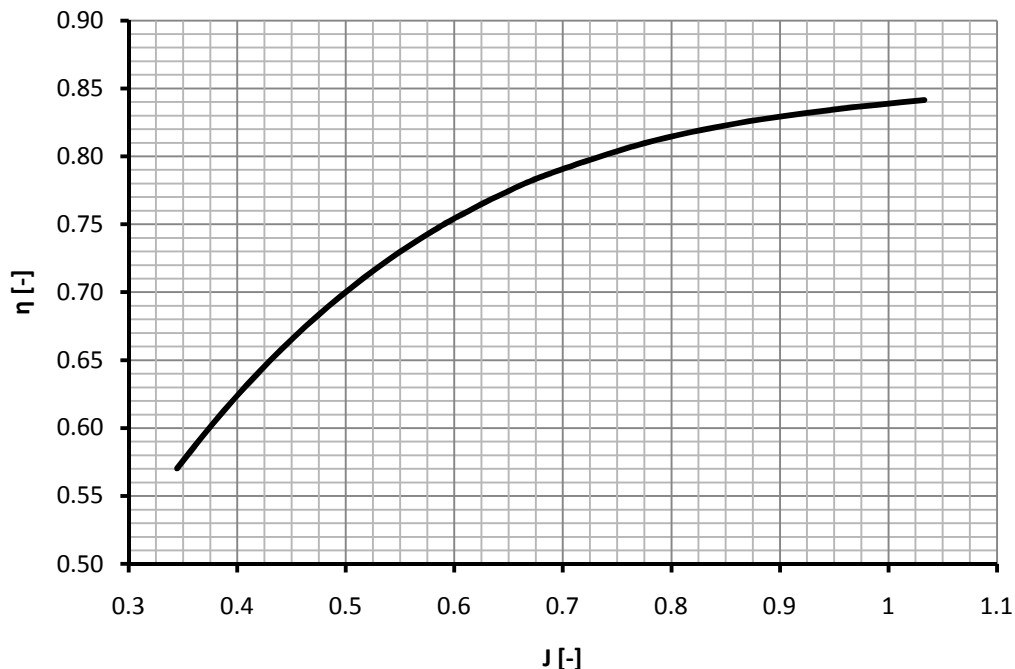
Převodový poměr „klikový hřídel:hřídel reduktoru“ motoru použitého na letoun je 2,27:1 (dle [12]).

V tab. 52 je určení rychlostního poměru pro danou rychlost letu a jemu odpovídající účinnost vrtule snížena o vliv zástavby.

V tab. 53 je shrnutí výpočtu doletu.

V [km.h <sup>-1</sup> ]	n <sub>m</sub> [min <sup>-1</sup> ]	n <sub>m</sub> [s <sup>-1</sup> ]	n [s <sup>-1</sup> ]	J [-]	η <sub>v</sub> [-]
209	5000	83,33	36,71	0,988	0,759
232	5500	91,67	40,38	0,997	0,759

Tab. 52 Účinnost vrtule



Obr. 20 Závislost účinnosti vrtule na rychlostním poměru (převzato z [11])

P <sub>m</sub>	P <sub>m</sub> [kW]	c <sub>h</sub> [l/h]	V [km/h]	η [-]	c <sub>ep</sub> [kg/kWh]	c <sub>ep</sub> [kg/kWs]	C <sub>L</sub> [-]	C <sub>D</sub> [-]	R [km]
75%	43,5	16,2	209	0,759	0,268	7,44.10 <sup>-5</sup>	0,2063	0,01844	799
100%	58	22,6	232	0,759	0,281	7,79.10 <sup>-5</sup>	0,1675	0,01813	631

Tab. 53 Dolet

#### 7.4.2 Vyrvalost

Vypočte se z objemu paliva v nádrži a hodinové spotřeby paliva:

$$t = \frac{V_p}{c_h}$$

V tab. 54 je shrnutí.

Výkon motoru	c <sub>h</sub> [l/h]	t [h]
75%	16,2	3,7
100%	22,6	2,65

Tab. 54 Vyrvalost

## **8 Konstrukční uspořádání**

### **8.1 Křídlo**

Křídlo je navrženo jako jednonosníková dvoudutinová konstrukce. Hlavní nosník umístěný v místě maximální tloušťky profilu je tvořen pásnicemi z uhlíkového kompozitního materiálu a sendvičovou stojinou – jádro je z PVC pěny Herex, která je z obou stran potažena dvěma vrstvami skelné tkaniny. Pásnice nosníku slouží k přenosu ohybového momentu, stojina přenáší posouvající sílu. Nosič je v místě změny šípu části křídla lomený, v těchto místech dojde k rozložení ohybového momentu do dvou složek. Jedna složka je přenesena pásnicemi nosníku. Přenos druhé složky zajistí zde umístěné žebro.

Pomocný nosník slouží k uzavření druhé dutiny a k zavěšení vztakové klapky a křidélek. Je tvořen vrstvami uhlíkové tkaniny tvarované do profilu C.

Potah křídla tvoří sendvičová konstrukce s pěnovým jádrem Herex, které je z obou stran potaženo dvěma vrstvami uhlíkové tkaniny.

Křídlo je k trupu připojeno tzv. krakorcem. Hlavní nosníky levého a pravého křídla se protáhnou otvorem v trupu a vzájemně se propojí čepy. Tím je zajištěn přenos ohybového momentu. Krouticí moment je přenesen dvěma čepy, které jsou zasunuty do okrajového žebra na křídle.

### **8.2 Vodorovné ocasní plochy**

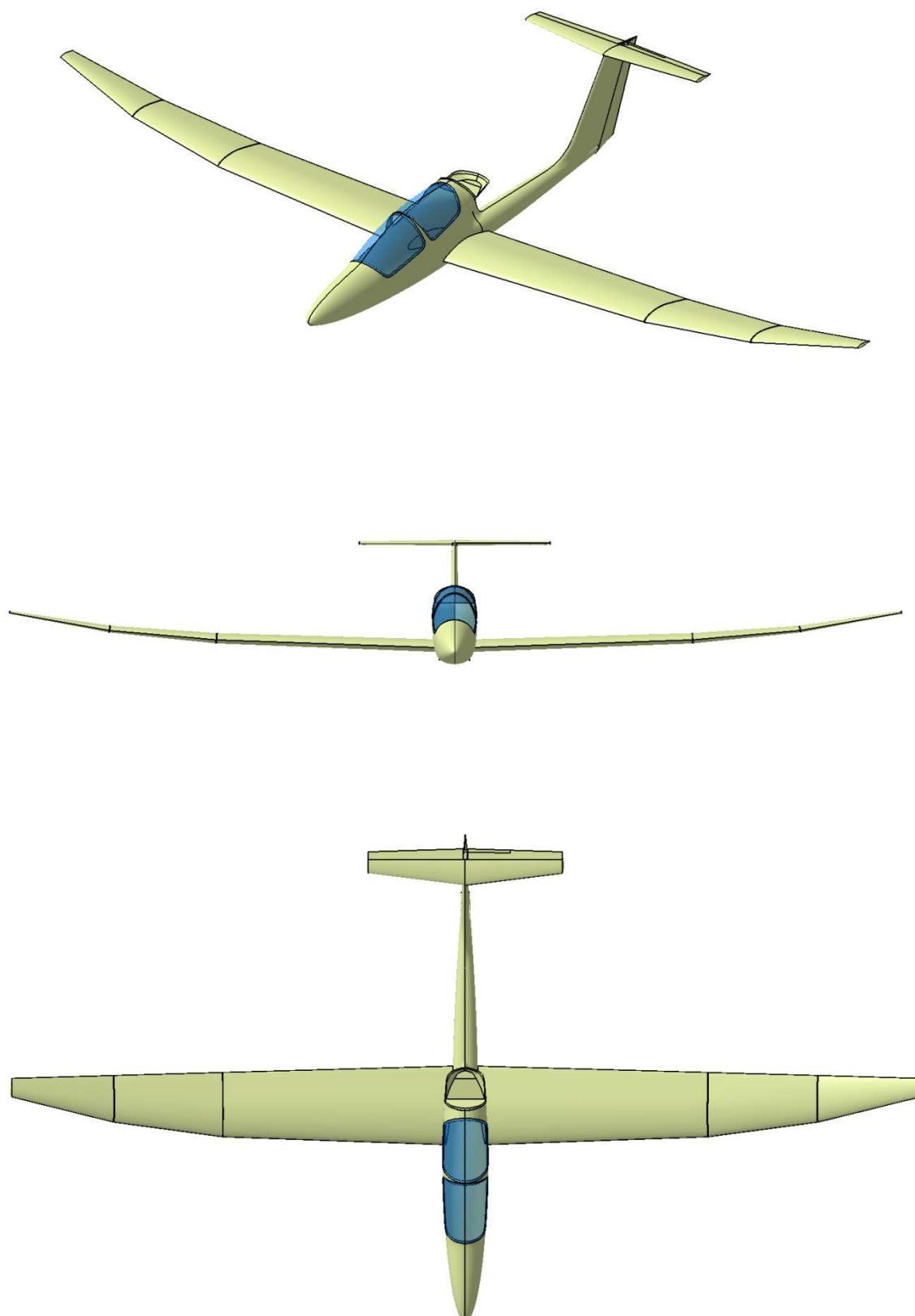
Hlavní nosník je umístěn vzadu. Skládá se z uhlíkových pásnic a stojiny tvořené pěnovým jádrem Herex, potaženým z obou stran dvěma vrstvami skelné tkaniny. Tento nosník slouží k zavěšení výškového kormidla a také k zavěšení na svislou ocasní plochu.

Pomocný nosník je ze skelné tkaniny tvarované do tvaru C. Slouží k zavěšení k SOP.

Potah tvoří sendvičová konstrukce s jádrem Herex potaženým z obou stran dvěma vrstvami skelné tkaniny.



## 9 Model letounu



## 10 Závěr

Cílem práce byl návrh varianty letounu VUT 001 spadající do kategorie motorizovaných kluzáků. Během návrhu byl kladen důraz na velmi dobré letové výkony, což umožní letounu prosadit se na trhu. S tímto požadavkem úzce souvisí návrh křídla, které má významný vliv na splnění tohoto cíle. Přistoupilo se k vytvoření složitějšího půdorysného tvaru křídla, který jej přibližuje k eliptickému tvaru. Tato geometrie má pozitivní vliv na rozložení vztlaku po křídle, což souvisí se snížením indukovaného odporu křídla oproti křídlu se stejnou štíhlostí a běžným lichoběžníkovým tvarem. Dále bylo navrženo různé vzepětí jednotlivých částí křídla, což má opět pozitivní vliv na indukovaný odpor. Tyto výhody z hlediska aerodynamiky jsou vykoupeny složitější konstrukcí a technologií výroby a také nutností použít dělenou vztlakovou klapku a dělená křidélka.

Z hmotnostního rozboru je zřejmé, že maximální vzletová hmotnost může být snížena z v navrhované  $m_{TOW} = 650$  kg na  $m_{TOW} = 600$  kg. Toto by vedlo například ke snížení pádové rychlosti. Rozsah centráží určený na základě hmotnostního rozboru je přibližně 18%  $c_{SAT}$  a to od 16% do 34%  $c_{SAT}$ .

Při řešení podélné stability se ukázalo, že při zmíněné krajní zadní centráži má letoun dostatečnou statickou zásobu s pevným i uvolněným kormidlem. Dále byl posouzen požadavek předpisu na vyvážení síly v řídicí páce v daných režimech letu u letounu s vyvažovací ploškou. Tento požadavek je splněn.

Pádová rychlost ve vzletové konfiguraci je necelých 80 km/h, což vyhovuje požadavku předpisu.

Z výpočtu letových výkonů vyplývá, že předpokládaná cestovní rychlost letu je 209 km/h. Maximální stoupací rychlost dosahuje hodnoty 4,25 m/s a dolet při cestovní rychlosti je 799 km. Cestovní rychlost konkurenčních letounů leží v rozmezí 160 až 205 km/h, v případě stoupací rychlosti je rozmezí od 2,3 do 4,9 m/s. Navržený letoun je v porovnání s těmito letouny na dobré úrovni.

V dnešní době se začínají na kluzácích používat proudové motory. Je to dáno jejich malou hmotností. U navrhovaného letounu by bylo použití této pohonné jednotky místo stávající velkým přínosem hlavně z důvodu zvýšení aerodynamické čistoty letounu, což je například způsobeno nepřítomností vrtule, která při své nečinnosti zvyšuje odpor. Dále také lepším kapotováním.

## 11 Seznam použité literatury

- [1] RAYMER, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Inc., Reston, Virginia, 1999
- [2] ROSKAM, J.: Airplane Design Part VI, Ottawa, Kansas, 1990
- [3] PAMANDI, B. N.: Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes, AIAA Inc., Reston, Virginia, 1998
- [4] THOMAS, F.: Fundamentals of Saiplane Design, College Park Press, Maryland, 1999
- [6] WORTMANN, F. X.; ALTHAUS D.: Stuttgarter Profilkatalog I, Stuttgart, 1979
- [7] Předpis CS-22
- [8] ALEXANDROV, V. L.: Letecké vrtule, Praha, 1954
- [9] FINCK, R. D.: USAF Stability and Control Datcom, McDonnell Douglas Corporation, California, 1975
- [10] PEŠÁK, M.: Hmotnostní rozbor a odhad centráží VUT 001 Marabu, LÚ08 – 2007 – 001 – W
- [11] ŠOŠOVIČKA, R.: Letové výkony letounu VUT-001 Marabu, LÚ04 – 2008 – 001.PE
- [12] Návod k obsluze pro motory Rotax řady 912

## 12 Seznam použitého označení

### 12.1 Seznam označení veličin a jejich jednotek

Označení	Jednotka	Význam
A	[-]	štíhlost
b	[m]	rozpětí křídla
$b_t$	[m]	šířka pneumatiky
$b_{tr}$	[m]	místní šířka trupu
c	[-]	Poměrná hloubka klapky
$c_0$	[m]	hloubka kořenového profilu
$c_{1L}$	[m]	hloubka křídla v prvním lomení
$c_{2L}$	[m]	hloubka křídla v druhém lomení
$C_{D0}$	[-]	profilový odpor
$C_{D0g}$	[-]	součinitel odporu podvozku při nulovém vztlaku
$C_{Dg}$	[-]	škodlivý odpor podvozku
$C_{Di}$	[-]	indukovaný odpor
$C_{Dtr}$	[-]	škodlivý odpor trupu
$c_{eP}$	[kg.kW <sup>-1</sup> .h <sup>-1</sup> ]	měrná spotřeba paliva
$C_f$	[-]	třecí koeficient rovné desky při turbulentním proudění
$c_h$	[l/h]	hodinová spotřeba paliva
$c_k$	[m]	hloubka koncového profilu
$C_L$	[-]	Součinitel vztlaku
$C_{L0}$	[-]	Souč. vztlaku pro úhel náběhu nula
$C_{lp}$	[-]	maximální součinitel vztlaku profilu
$C_{LVOP,trim}$	[-]	součinitel vztlaku VOP potřebný k rovnováze letounu
$C_{l\alpha}$	[rad <sup>-1</sup> ]	sklon vztlakové čáry profilu
$C_{L\alpha}$	[rad <sup>-1</sup> ]	Sklon vztlakové čáry
$c_{l\alpha}$	[rad <sup>-1</sup> ]	sklon vztlakové čáry profilu
$C_{m,kř}$	[-]	součinitel klopivého momentu
$C_{m0}$	[-]	Součinitel klopivého momentu při $C_L = 0$
$C_{m0,0}$	[-]	součinitel klopivého momentu kořenového profilu
$C_{m0,k}$	[-]	součinitel klopivého momentu koncového profilu
$c_{SAT}$	[m]	hloubka střední aerodynamické tětiny
D	[N]	odporová síla
$D_t$	[m]	průměr pneumatiky
$d_T$	[m]	rameno tahu k těžišti letounu
$d_{tr}$	[m]	ekvivalentní průměr trupu v místě maximálního průřezu
$D_V$	[m], [ft]	průměr vrtule
$e_{VOP}$	[-]	součinitel efektivnosti VOP
G	[N]	tíhová síla
$h_{VOP}$	[m]	vzdálenost mezi kořenovou tětinou křídla a střední aerodynamickou tětinou VOP

Označení	Jednotka	Význam
$I_x$	[kg.m]	moment setrvačnosti k ose x
$I_z$	[kg.m]	moment setrvačnosti k ose z
$J$	[-]	rychlostní poměr
$k$	[-]	zmírňující součinitel poryvu
$K_A$	[-]	koeficient zahrnující vliv štíhlosti křídla na srázový úhel
$K_{b,vk}$	[-]	součinitel zohledňující rozpětí kormidla
$K_H$	[-]	koeficient zahrnující vliv vertikální polohy VOP na srázový úhel
$K_{k,VOP}$	[-]	součinitel zahrnující vliv interference mezi křídlem a VOP
$K_{KT}$	[-]	součinitel interference mezi křídlem a trupem
$K_p$	[-]	součinitel zahrnující vliv rozpětí klapek
$K_{VOP}$	[-]	snížení dynamického tlaku na VOP
$K_\lambda$	[-]	koeficient zahrnující vliv zúžení křídla na srázový úhel
$K_\Lambda$	[-]	součinitel zahrnující vliv šípu křídla
$\tilde{L}_{VOP}$	[m]	rameno VOP mezi těžištěm letounu a AS VOP
$L$	[N]	vztlaková síla
$L'$	[-]	parametr zohledňující polohu max. tloušťky profilu po hloubce
$l_{tr}$	[m]	délka trupu
$L_{VOP}$	[m]	vzdálenost mezi aerodynamickým středem křídla a AS VOP
$l_{VOP,1}$	[m]	vzdálenost mezi odtokovou hranou kořene křídla a aerodynamickým středem VOP
$m$	[kg]	hmotnost
$m_2$	[kg]	hmotnost letounu bez paliva
$m_{PAL}$	[kg]	hmotnost paliva
$m_{TOW}$	[kg]	vzletová hmotnost letounu
$n$	[s <sup>-1</sup> ]	otáčky vrtule
$p_i$	[-]	součinitel zohledňující závislost odporu na změně vztlaku
$P_p$	[W]	potřebný výkon motoru
$P_v$	[W],[hp]	využitelný výkon motoru
$q$	[Pa]	dynamický tlak volného proudu
$q_{VOP}$	[Pa]	dynamický tlak na VOP
$R$	[km]	dolet
$Re$	[-]	Reynoldsovo číslo
$R_{KT}$	[-]	vliv interference mezi křídlem a trupem
$R_{LS}$	[-]	součinitel zahrnující vliv šípu spojnice maximálních tloušťek profilu
$S$	[m <sup>2</sup> ]	plocha
$S_g$	[m <sup>2</sup> ]	vztažná plocha podvozku
$S_{kl}$	[m <sup>2</sup> ]	Plocha
$S_{om,kř}$	[m <sup>2</sup> ]	omočená plocha
$S_{tr}$	[m <sup>2</sup> ]	čelní plocha trupu
$S_{VOP,o}$	[m <sup>2</sup> ]	plocha VOP ovlivněna vrtulovým proudem
$S_{wf}$	[m <sup>2</sup> ]	plocha křídla ovlivněná klapkami
$t$	[h]	vytrvalost
$T_p$	[N]	potřebný tah motoru

Označení	Jednotka	Význam
$T_v$	[N]	využitelný tah motoru
$U$	[m.s <sup>-1</sup> ]	rychlost poryvu
$V$	[km.h <sup>-1</sup> ]	rychlost letu
$V_A$	[km.h <sup>-1</sup> ]	návrhová manévrová rychlost
$V_B$	[km.h <sup>-1</sup> ]	návrhová poryvová rychlost
$V_C$	[km.h <sup>-1</sup> ]	cestovní rychlost
$V_D$	[km.h <sup>-1</sup> ]	návrhová maximální rychlost
$V_F$	[km.h <sup>-1</sup> ]	návrhová rychlost s klapkami v přistávací konfiguraci
$V_{F+}$	[km.h <sup>-1</sup> ]	návrhová rychlost s klapkami v kladné cestovní konfiguraci
$V_{F-}$	[km.h <sup>-1</sup> ]	návrhová rychlost s klapkami v ostatních konfiguracích
$V_H$	[km.h <sup>-1</sup> ]	maximální rychlost horizontálního letu
$V_{SF}$	[km.h <sup>-1</sup> ]	pádová rychlost letounu v přistávací konfiguraci
$V_{S1}$	[km.h <sup>-1</sup> ]	pádová rychlost letounu se zasunutými klapkami
$\tilde{V}_{VOP}$	[-]	mohutnost VOP k těžišti letounu
$V_{Vz,max}$	[km.h <sup>-1</sup> ]	rychlost letu při maximální stoupací rychlosti
$V_z$	[m.s <sup>-1</sup> ]	klesací rychlost
$\bar{V}_z$	[m.s <sup>-1</sup> ]	stoupací rychlost
$x_{AC}$	[m]	poloha aerodynamického středu
$x_{AS,LET}$	[m]	aerodynamický střed letounu s pevným řízením
$x_{REF}$	[m]	poloha vztažného bodu
$x_{SAT}$	[m]	poloha náběžné hrany SAT na kořenové hloubce
$x_T$	[m]	x-ová souřadnice těžiště
$y_{SAT}$	[m]	poloha SAT po rozpětí křídla
$z_T$	[m]	z-ová souřadnice těžiště
$\alpha$	[°]	úhel náběhu
$\alpha_0$	[°]	úhel nulového vztlaku
$\alpha_{0p}$	[°]	úhel náběhu profilu při nulovém vztlaku
$\alpha_{krit}$	[°]	Kritický úhel náběhu
$\gamma$	[°]	úhel stoupání
$\bar{\gamma}$	[°]	úhel klouzání
$\Gamma$	[°]	Úhel vzepětí
$\delta$	[°]	Výchylka kormidla/klapky
$\Delta C_{D,trim}$	[-]	přírůstek indukovaného odporu VOP vlivem vyvažovacího vztlaku
$\Delta C_{Dkl}$	[-]	přírůstek indukovaného odporu křídla vlivem klapky
$\Delta C_{Dintkl}$	[-]	interferenční odpor vlivem klapky
$\Delta C_{dp}$	[-]	přírůstek profilového odporu vlivem klapky
$\Delta C_{L,kř}$	[-]	přírůstek vztlaku křídla vlivem vychýlení klapky
$\Delta C_{Lkl}$	[-]	je přírůstek vztlaku vlivem klapky
$\Delta C_{Lmax,kř}$	[-]	přírůstek maximálního vztlaku vlivem vychýlení klapky
$\Delta C_{m0}$	[-]	přírůstek klopivého momentu
$\Delta x_{AS,tr}$	[m]	posunutí AS vlivem trupu
$\Delta \epsilon_{kl}$	[°]	přírůstek srázového úhlu vlivem vychýlené klapky

Označení	Jednotka	Význam
$\varepsilon$	[°]	srázový úhel
$\varepsilon_{\text{krouc}}$	[°]	úhel geometrického kroucení křídla
$\lambda$	[-]	zúžení
$\Lambda$	[°]	Úhel šípů k 25% hloubky
$\Lambda_{\text{OH}}$	[°]	úhel odtokové hrany křídla
$\lambda_1$	[-]	zúžení první části křídla
$\Lambda_1$	[°]	úhel šípů první části křídla k 25% hloubky
$\lambda_2$	[-]	zúžení druhé části křídla
$\Lambda_2$	[°]	úhel šípů druhé části křídla k 25% hloubky
$\lambda_3$	[-]	zúžení první části křídla
$\Lambda_3$	[°]	úhel šípů třetí části křídla k 25% hloubky
$\Lambda_{c/2}$	[°]	Úhel šípů k 50% hloubky
$\mu$	[-]	bezrozměrná hmotnost letounu
$\rho$	[kg.m <sup>-3</sup> ]	hustota vzduchu
$\rho_0$	[kg.m <sup>-3</sup> ]	hustota vzduchu ve výšce 0 m MSA
$\sigma_A$	[-]	statická zásoba letounu s pevným řízením
$\sigma'_A$	[-]	statická zásoba letounu s volným řízením
$\tau_{\text{vk}}$	[-]	účinnost výškového kormidla
$\varphi_F$	[°]	úhel nastavení motoru
$\varphi_{\text{kř}}$	[°]	úhel nastavení křídla k základní rovině
$\varphi_{\text{VOP}}$	[°]	Úhel nastavení křídla k zákl. rovině trupu

## 12.2 Seznam indexů

Index	Význam
d	dolů
h	nahoru
kl	klapka
kř	křídlo
křid	křídélko
KT	kombinace křídlo-trup
LET	letoun
max	maximální
n	náhradní křídlo
SOP	svislé ocasní plochy
tr	trup
VK	výškové kormidlo
VOP	vodorovné ocasní plochy
VP	vyvažovací ploška
-δ	s maximálně vychýlenou klapkou (kladná poloha)

Pozn.: Geometrické parametry bez indexu se týkají křídla.

## 13 Seznam příloh

Příloha 1: Charakteristiky profilů křídla

Příloha 2: Charakteristiky profilu VOP

Příloha 3: Vztlková čára křídla a letounu

Příloha 4: Odporová polára

Příloha 5: Momentová čára letounu

Příloha 6: Obálka zatížení

Příloha 7: Horizontální let

Příloha 8: Stoupavý let

Příloha 9: Rychlostní polára

Příloha 10: VUT 001 Marabu      Číslo výkresu: 01 - 2008

Příloha 11: Křídlo      Číslo výkresu: 02 - 2008

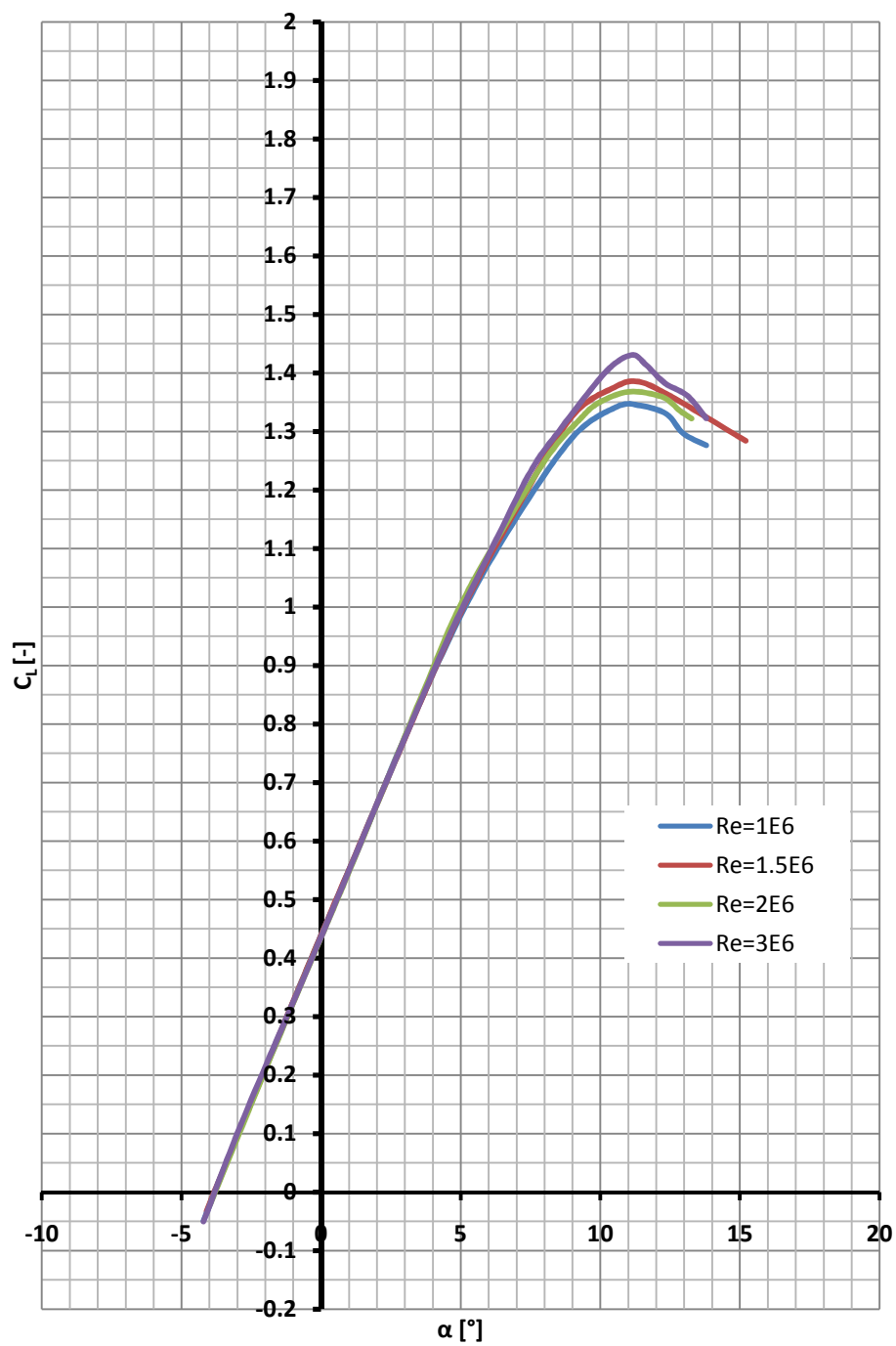
Příloha 12: VOP      Číslo výkresu: 03 - 2008



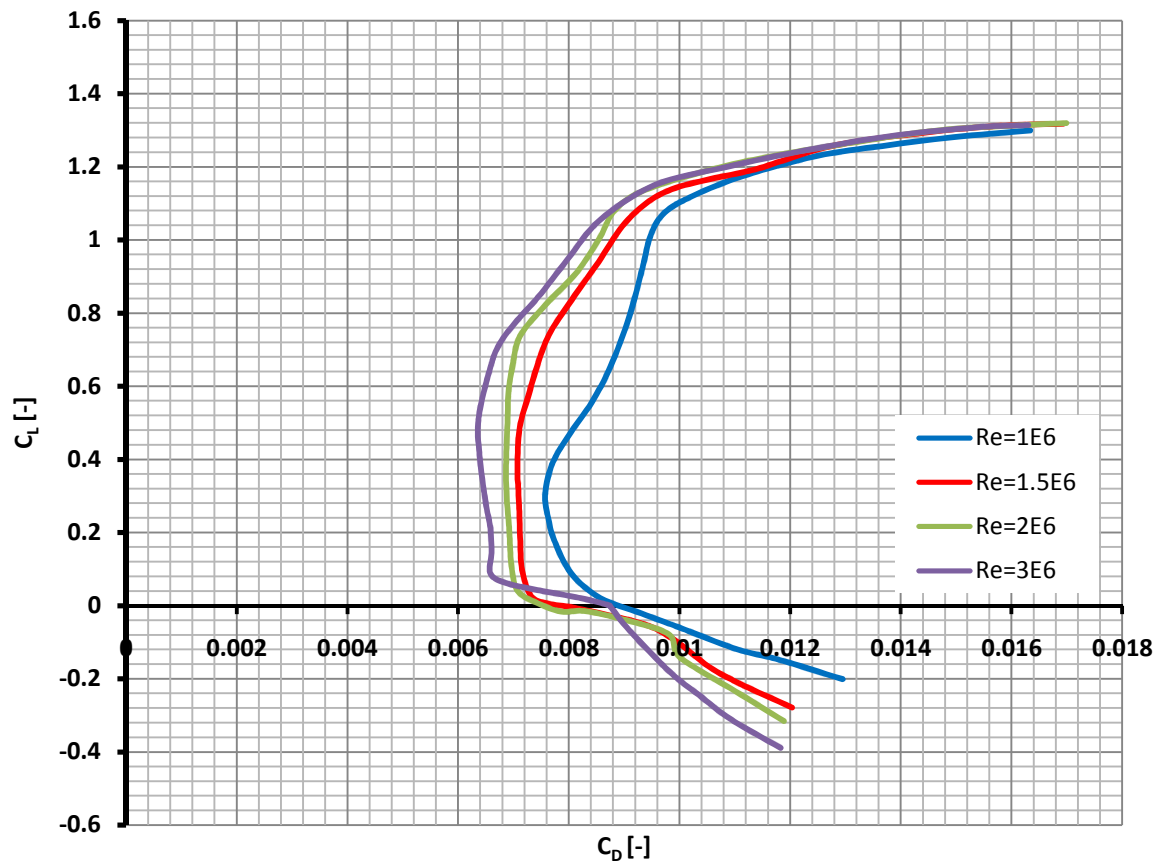
## Příloha 1: Charakteristiky profilů křídla

### Profil FX 61-163

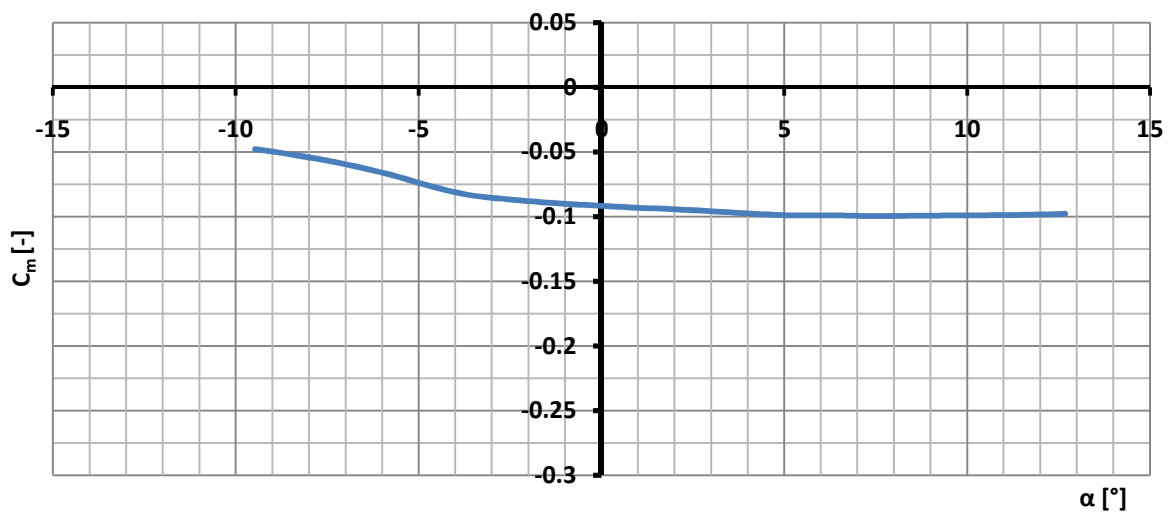
- Vztlaková čára



- Odporová polára

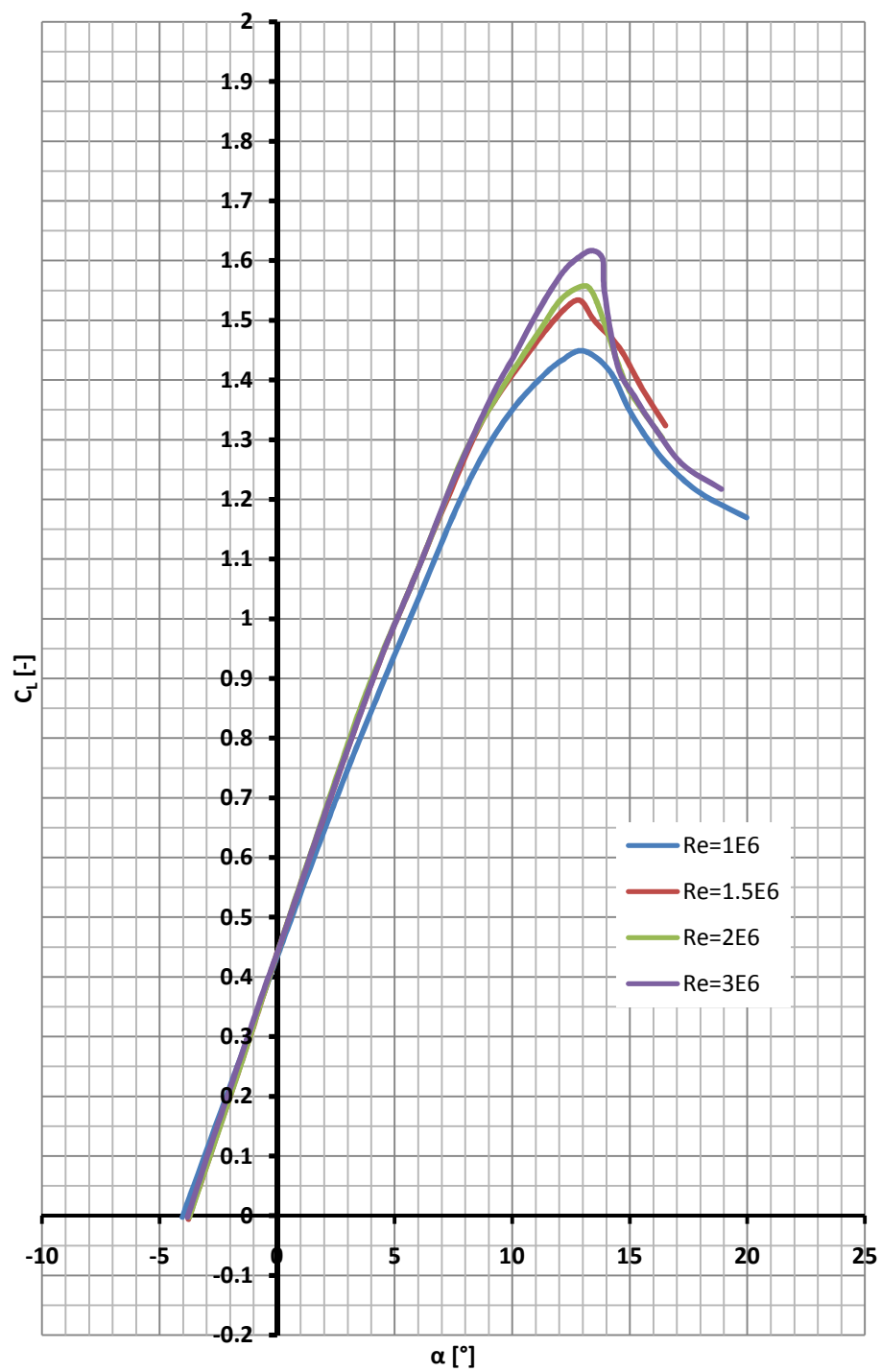


- Momentová čára

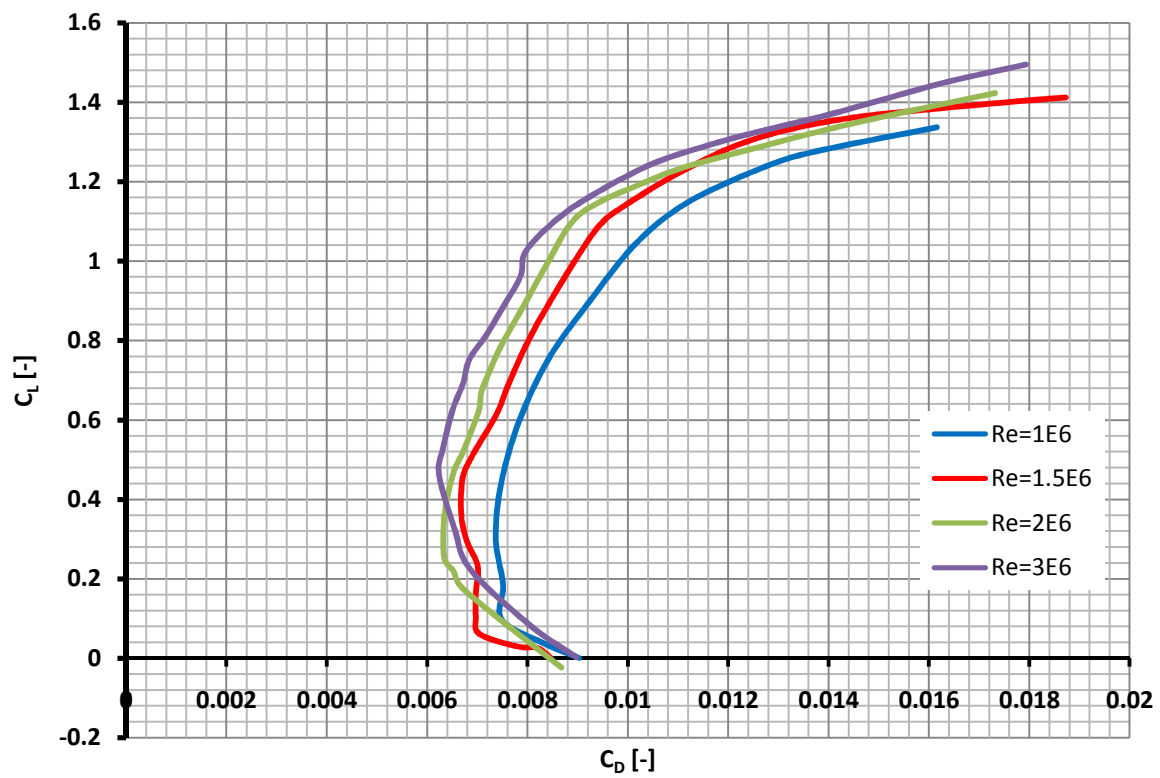


## Profil FX 61-147

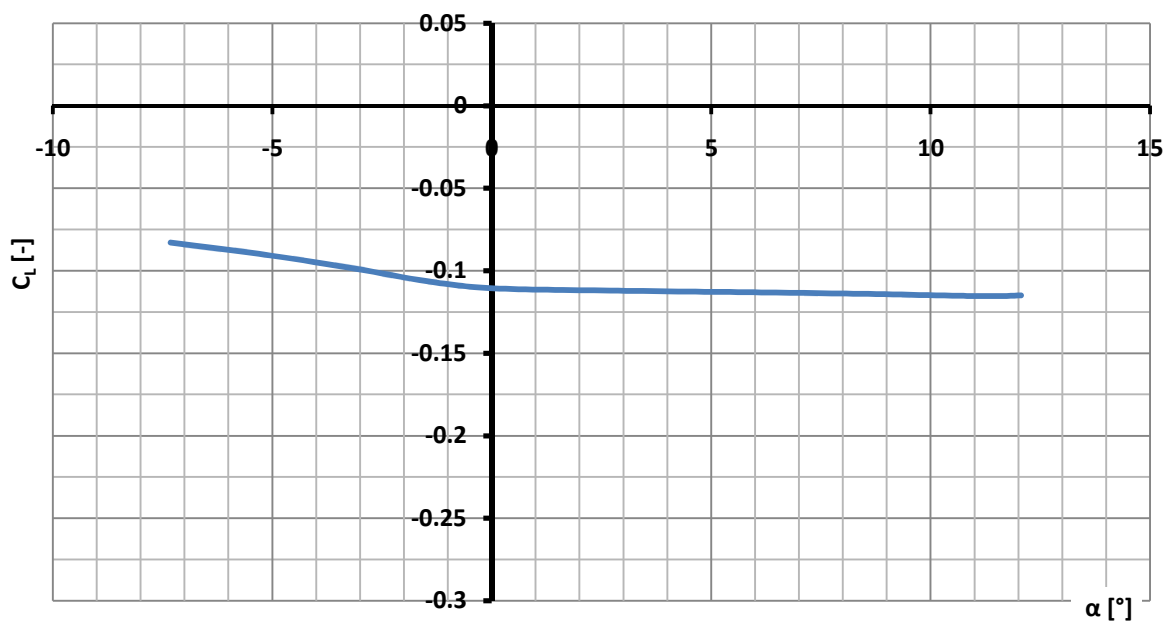
- Vztlaková čára



- Odporová polára



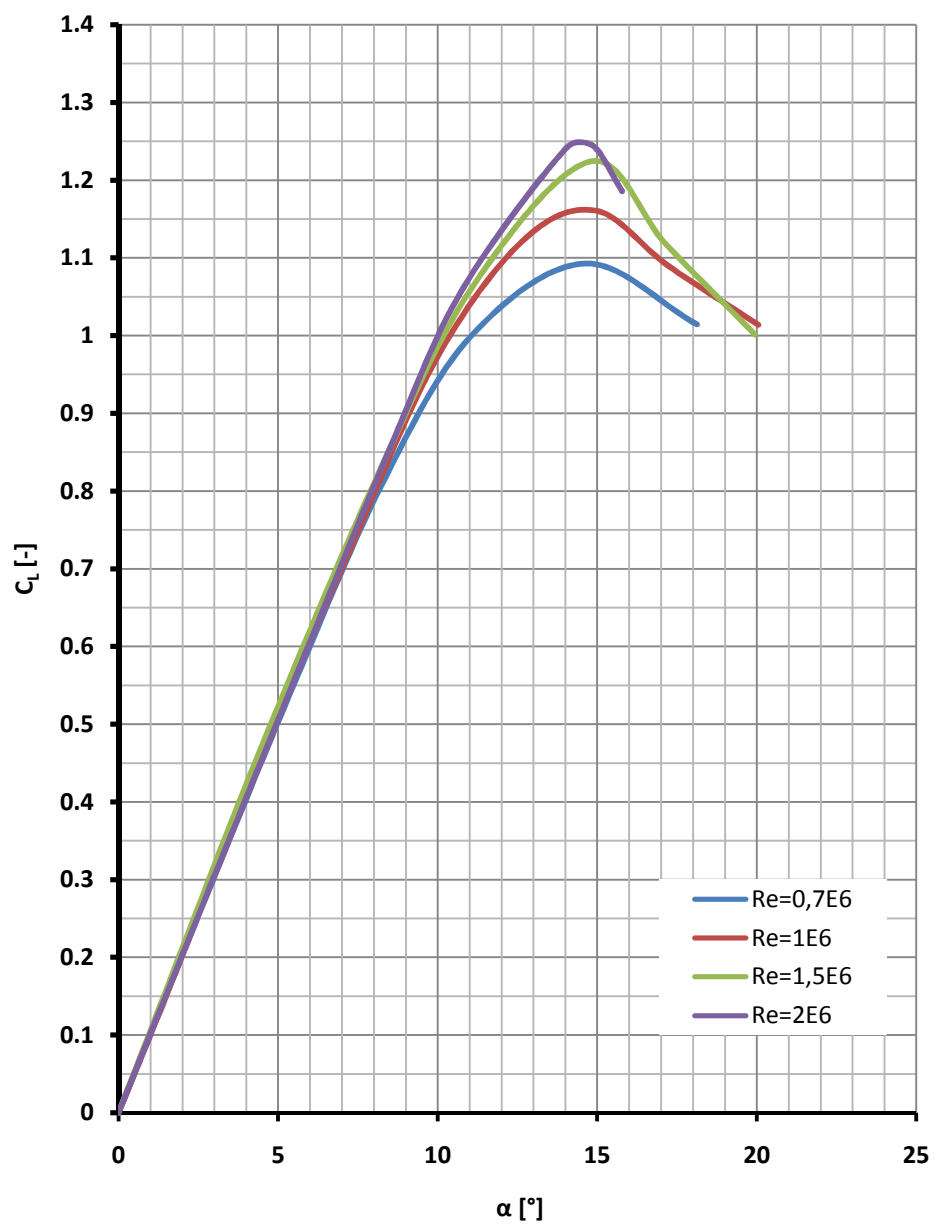
- Momentová čára



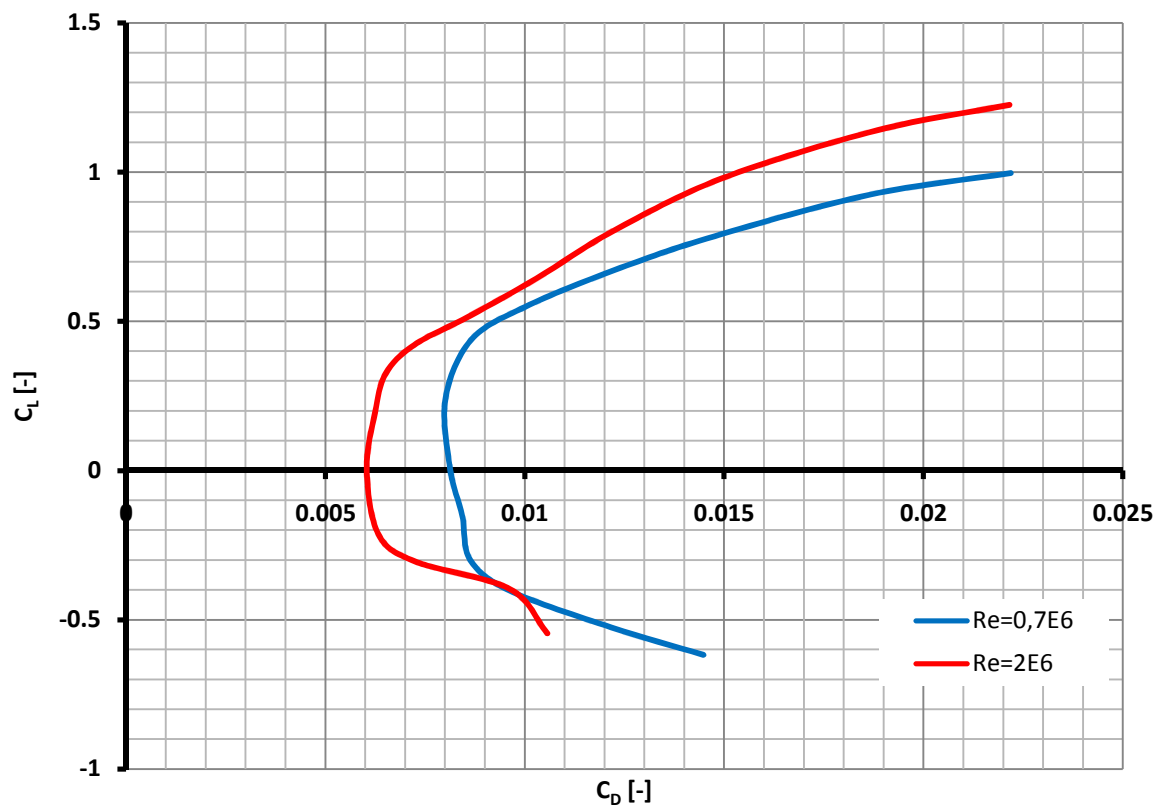
## Příloha 2: Charakteristiky profilu VOP

FX 71-L-150/30

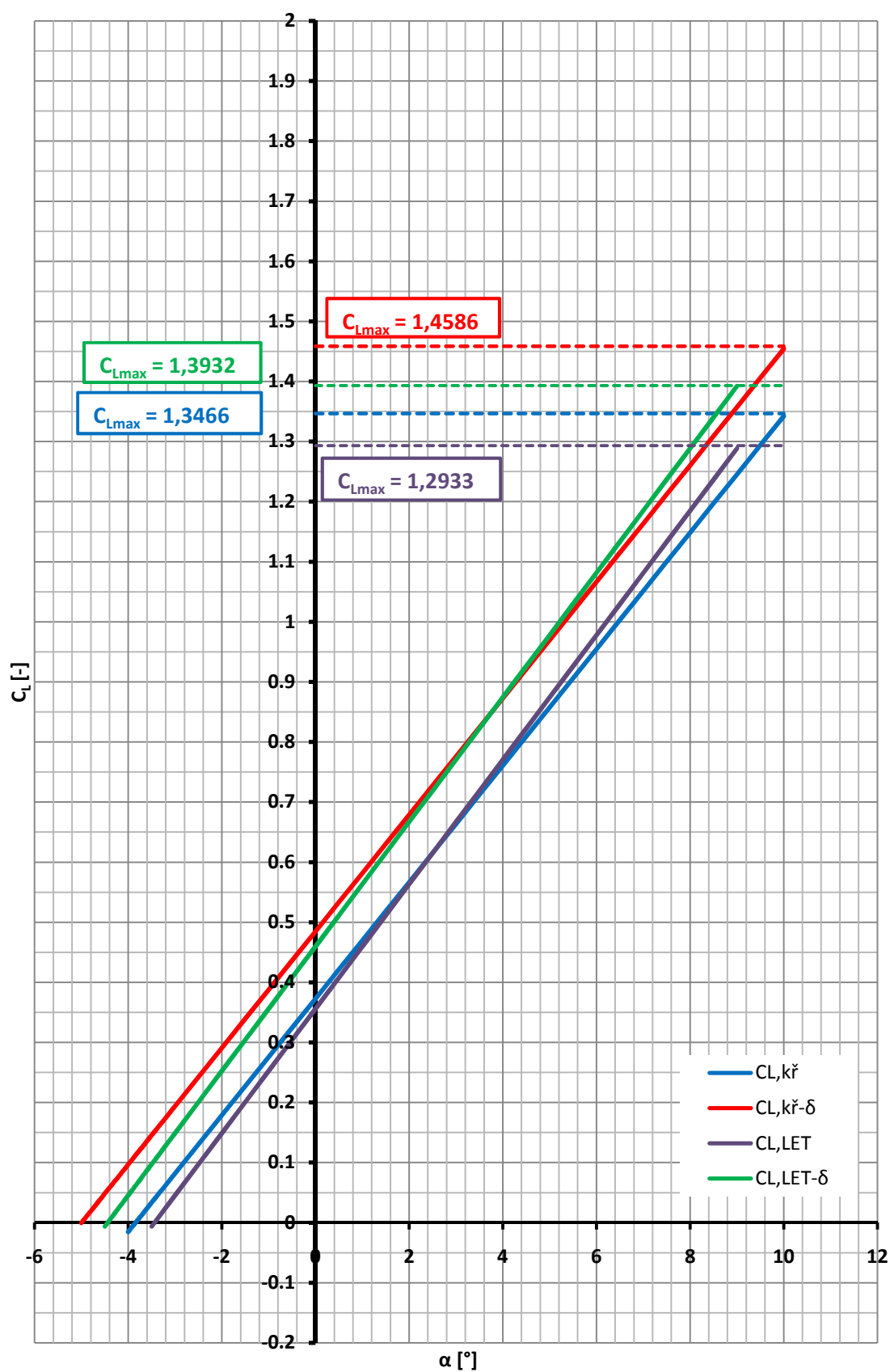
- Vztlková čára



- Odporová polára



### Příloha 3: Vztlková čára křídla a letounu

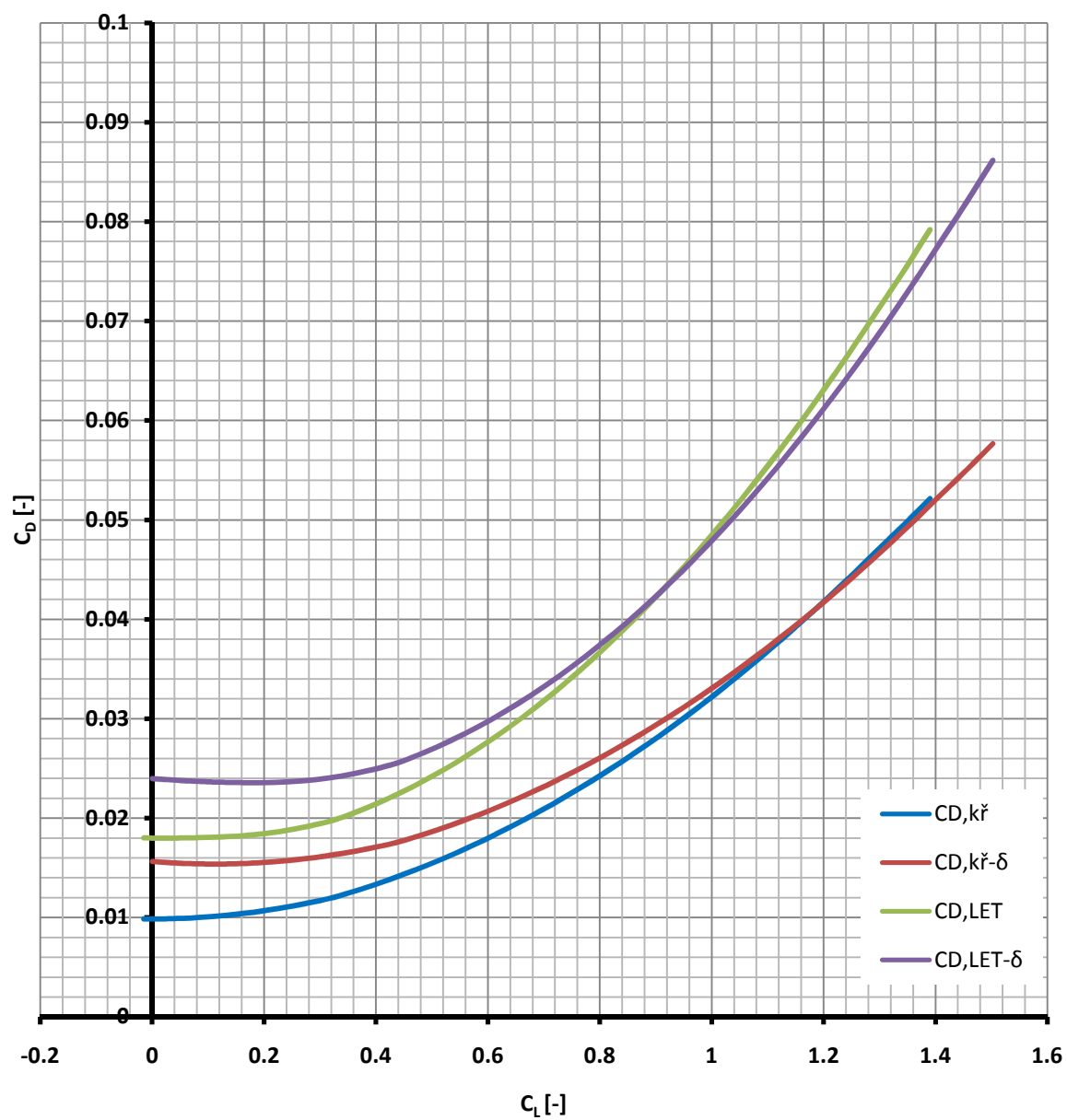


## Příloha 4: Odporová polára

$\alpha_{kř}$ [°]	$\delta_{KL}=0^\circ$			$\delta_{KL}=18^\circ$		
	$C_L$ [-]	$C_{D,kř}$ [-]	$C_{D,LET}$ [-]	$C_L$ [-]	$C_{D,kř}$ [-]	$C_{D,LET}$ [-]
-5				-0,0002	0,0154	0,02399
-4	-0,0153	0,0099	0,01799	0,0967	0,0154	0,02366
-3	0,0817	0,0100	0,01797	0,1937	0,0155	0,02358
-2	0,1787	0,0105	0,01811	0,2907	0,0160	0,02363
-1	0,2756	0,0114	0,01862	0,3876	0,0169	0,02425
0	0,3726	0,0128	0,01978	0,4846	0,0183	0,02552
1	0,4695	0,0148	0,02193	0,5815	0,0203	0,02778
2	0,5665	0,0171	0,02474	0,6785	0,0226	0,03071
3	0,6634	0,0198	0,02821	0,7754	0,0253	0,03428
4	0,7604	0,0229	0,03233	0,8724	0,0284	0,03852
5	0,8573	0,0264	0,03711	0,9693	0,0319	0,04341
6	0,9543	0,0302	0,04254	1,0663	0,0357	0,04895
7	1,0513	0,0345	0,04863	1,1633	0,0400	0,05515
8	1,1482	0,0391	0,05538	1,2602	0,0446	0,06201
9	1,2452	0,0441	0,06278	1,3572	0,0496	0,06952
10	1,3421	0,0494	0,07083	1,4541	0,0549	0,07769
10,5	1,3906	0,0521	0,07493	1,5026	0,0577	0,08184

Tab. 55 Odporová polára křídla a letounu





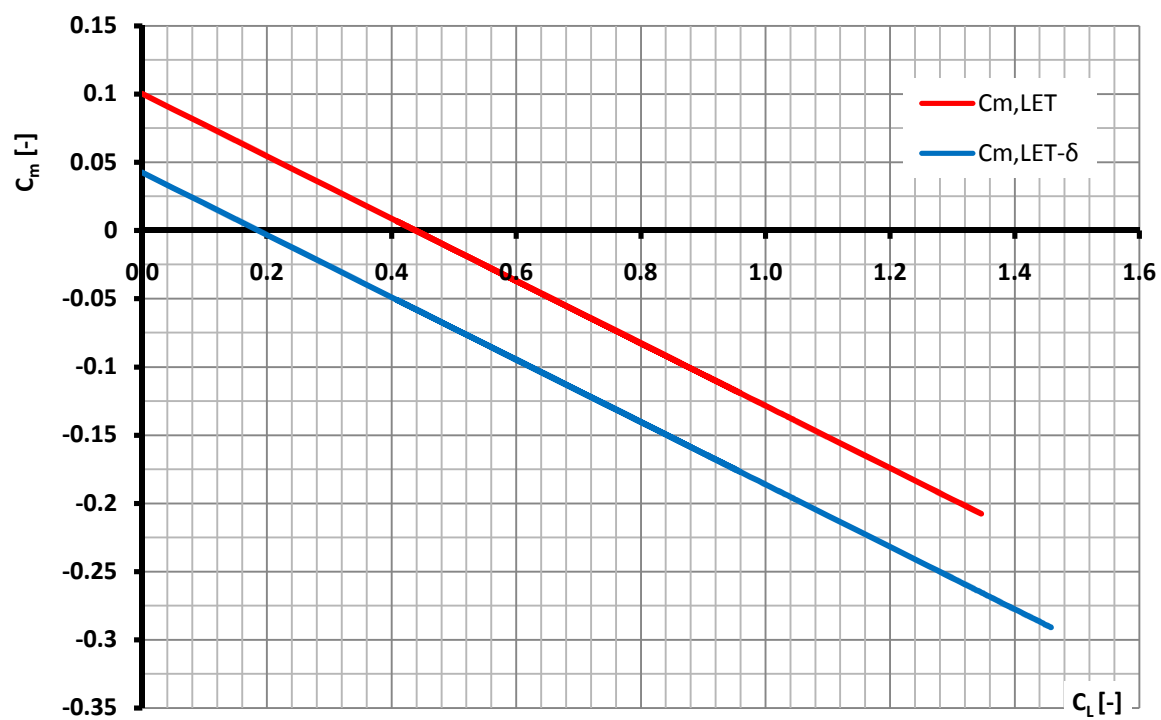
Obr. 21 Odporová polára

## Příloha 5: Hodnoty součinitelů vztlaku po rozpětí křídla

y [m]	c [m]	$C_{Ln} \cdot c$ [m]	$C_{Lo} \cdot c$ [m]	$C_{Lkl} \cdot c$ [m]	$C_{Lkrsym} \cdot c$ [m]	$C_{Lkrantisym} \cdot c$ [m]	$C_{Ltlum} \cdot c$ [m]
7,5	0,3	0	0	0	0	0	0
7,494	0,302	0,0684	0,0009	-0,1262	-0,0118	0,0462	-0,2681
7,476	0,307	0,1319	0,0017	-0,2384	-0,0227	0,0887	-0,5155
7,445	0,315	0,1861	0,0024	-0,3283	-0,0321	0,1254	-0,7247
7,403	0,326	0,2327	0,0029	-0,3947	-0,0401	0,1565	-0,9013
7,348	0,341	0,2742	0,0035	-0,4447	-0,0474	0,1841	-1,0551
7,282	0,359	0,3121	0,0039	-0,4778	-0,0535	0,2089	-1,1903
7,204	0,38	0,3477	0,0044	-0,5017	-0,0597	0,2322	-1,3123
7,114	0,404	0,3824	0,0048	-0,5148	-0,0650	0,2541	-1,4251
7,013	0,432	0,4179	0,0052	-0,5234	-0,0708	0,2760	-1,5350
6,9	0,462	0,4530	0,0055	-0,5249	-0,0758	0,2975	-1,6366
6,776	0,496	0,4899	0,0060	-0,524	-0,0813	0,3194	-1,7378
6,641	0,532	0,5272	0,0063	-0,518	-0,0862	0,3399	-1,8316
6,495	0,572	0,5667	0,0066	-0,51	-0,0915	0,3615	-1,9246
6,339	0,614	0,6066	0,0070	-0,4977	-0,0958	0,3813	-2,0093
6,172	0,659	0,6477	0,0072	-0,4825	-0,1002	0,4000	-2,0878
5,996	0,707	0,6898	0,0074	-0,4622	-0,1032	0,4157	-2,1585
5,81	0,757	0,7314	0,0073	-0,4373	-0,1052	0,4277	-2,2161
5,614	0,79	0,7713	0,0068	-0,411	-0,1043	0,4306	-2,2565
5,409	0,823	0,8107	0,0060	-0,3717	-0,0996	0,4222	-2,2839
5,195	0,857	0,8499	0,0051	-0,2994	-0,0866	0,3882	-2,2981
4,973	0,893	0,8898	0,0038	-0,1371	-0,0491	0,2840	-2,3019
4,743	0,93	0,9294	0,0025	0,0339	-0,0074	0,1628	-2,2921
4,506	0,969	0,9695	0,0011	0,1048	0,0116	0,1124	-2,2701
4,26	1,008	1,0071	-0,0003	0,1404	0,0232	0,0847	-2,2294
4,008	1,049	1,0432	-0,0017	0,1637	0,0315	0,0650	-2,1727
3,75	1,066	1,0707	-0,0023	0,1789	0,0362	0,0533	-2,0858
3,485	1,082	1,0946	-0,0029	0,1902	0,0411	0,0433	-1,9820
3,215	1,099	1,1169	-0,0032	0,1971	0,0440	0,0352	-1,8654
2,94	1,116	1,1375	-0,0036	0,2011	0,0469	0,0290	-1,7366
2,66	1,134	1,1577	-0,0037	0,2023	0,0499	0,0238	-1,5981
2,375	1,152	1,1765	-0,0039	0,2006	0,0518	0,0196	-1,4496
2,087	1,17	1,1943	-0,0041	0,1964	0,0538	0,0164	-1,2918
1,795	1,188	1,2108	-0,0043	0,1878	0,0546	0,0131	-1,1255
1,5	1,206	1,2261	-0,0043	0,1751	0,0567	0,0109	-0,9517
1,203	1,225	1,2412	-0,0044	0,1525	0,0576	0,0086	-0,7716
0,904	1,243	1,2536	-0,0045	0,1172	0,0584	0,0062	-0,5848
0,603	1,262	1,2650	-0,0045	0,035	0,0593	0,0038	-0,3935
0,302	1,281	1,2741	-0,0046	-0,1562	0,0602	0,0026	-0,1980
0	1,3	1,2787	-0,0047	-0,2021	0,0598	0	0

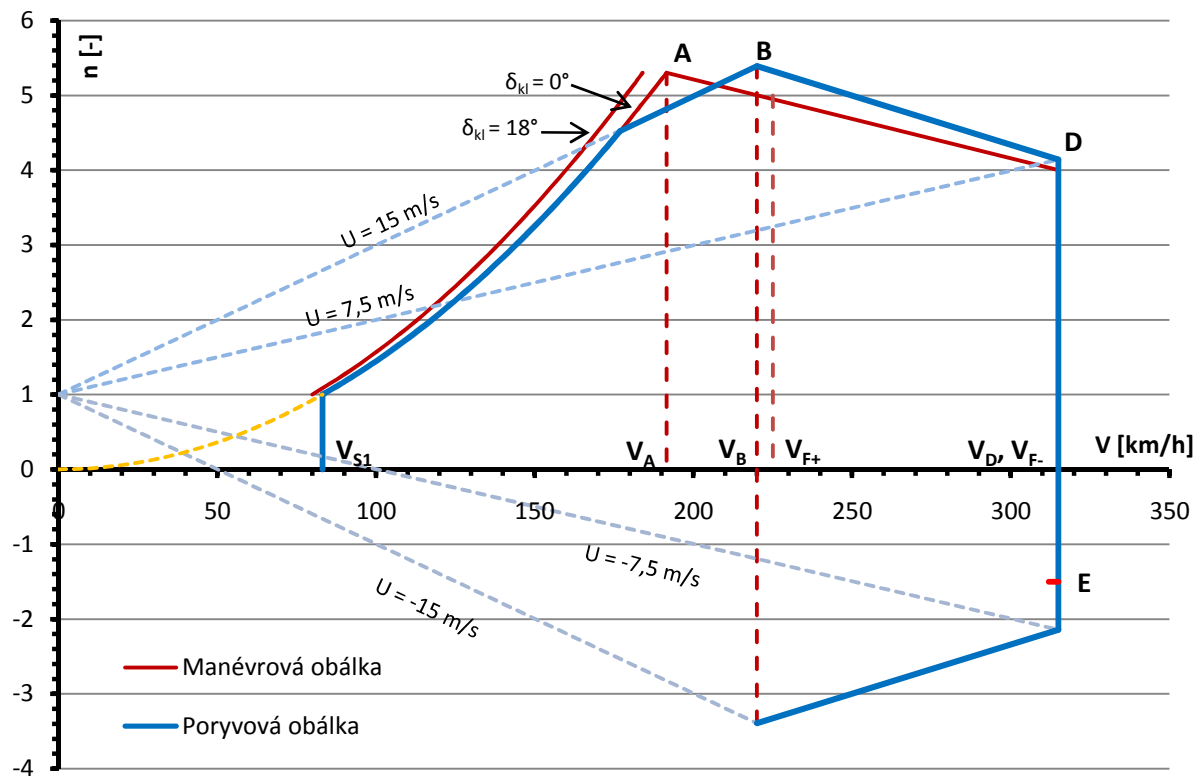
Tab. 56 Rozložení  $c_{l \cdot c}$

## Příloha 6: Momentová čára letounu



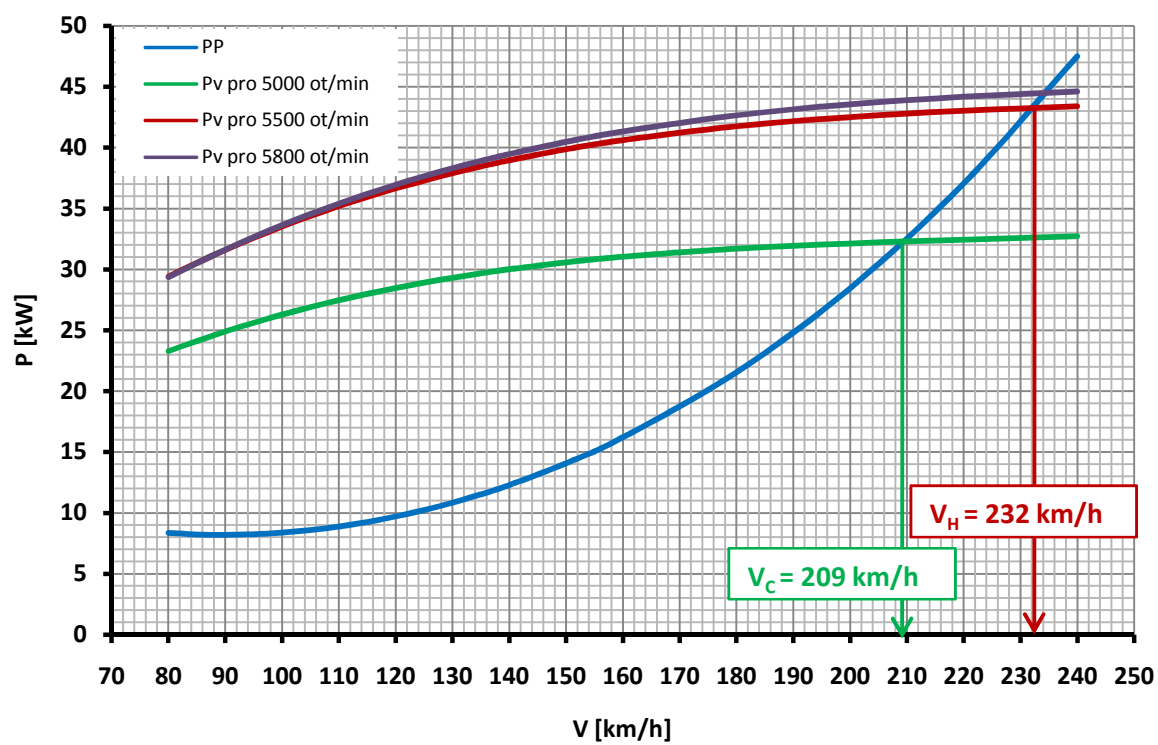
Obr. 22 Momentová čára letounu

## Příloha 7: Obálka zatížení



Obr. 23 Obálka zatížení

## Příloha 8: Horizontální let

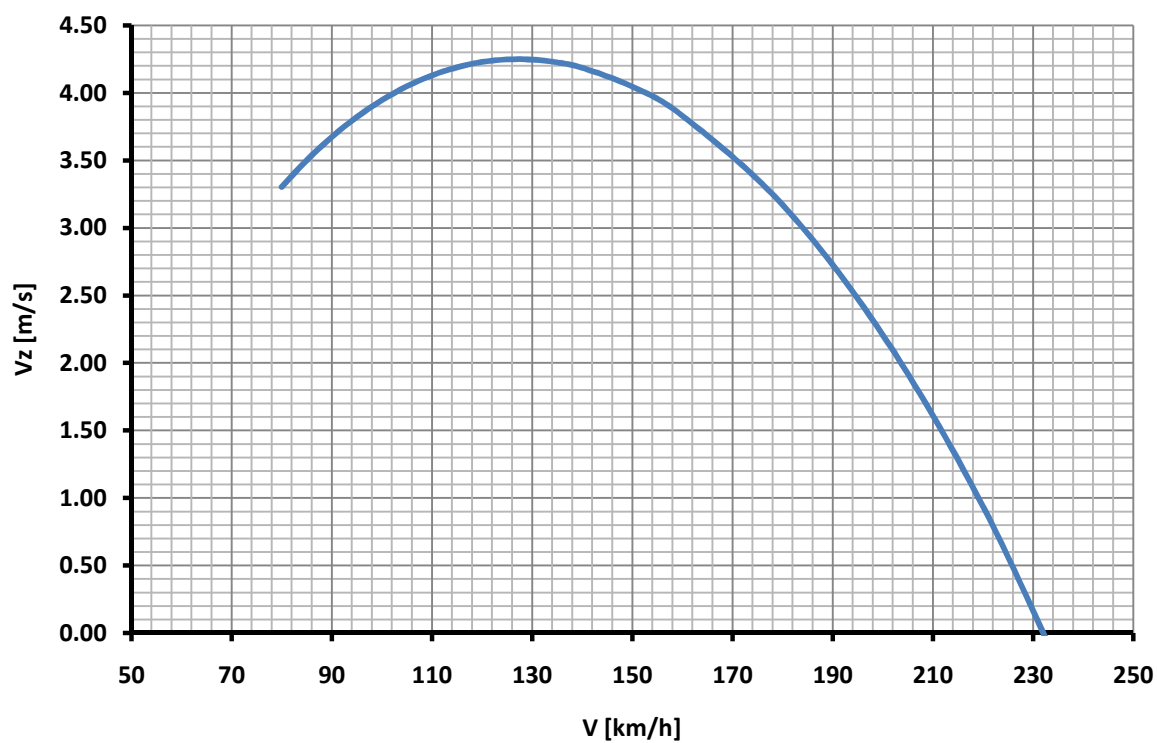


Obr. 24 Závislost výkonu motoru na rychlosti letu

## Příloha 9: Stoupavý let

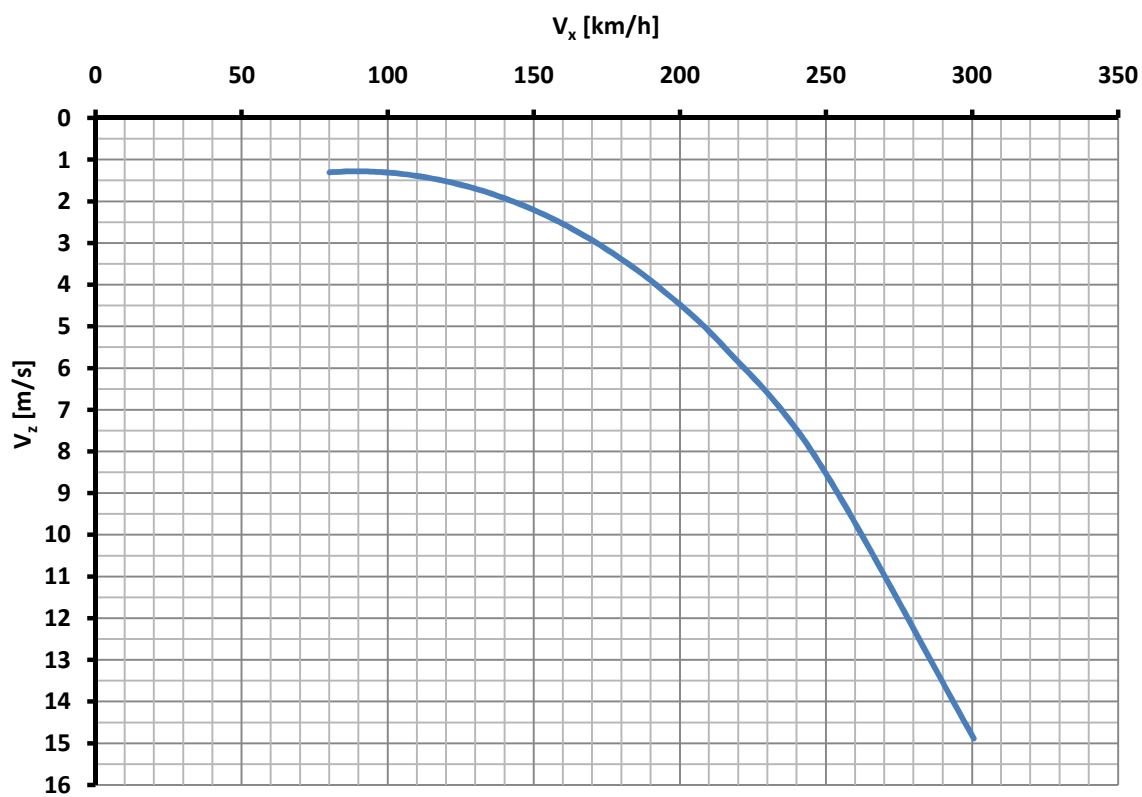
V [km/h]	$\Delta P$ [kW]	$V_z$ [m/s]	$\gamma$ [°]
80	21,05	3,30	8,54
85	22,30	3,50	8,52
90	23,40	3,67	8,44
95	24,34	3,82	8,32
100	25,14	3,94	8,16
105	25,80	4,05	7,98
110	26,31	4,13	7,76
115	26,70	4,19	7,53
120	26,95	4,23	7,29
125	27,07	4,25	7,02
130	27,06	4,25	6,75
135	26,93	4,22	6,47
140	26,67	4,18	6,18
150	25,79	4,05	5,57
160	24,41	3,83	4,94
180	20,21	3,17	3,64
200	14,07	2,21	2,28
220	5,98	0,94	0,88

Tab. 57 Stoupavý let



Obr. 25 Stupací rychlost

## Příloha 10: Rychlostní polára



Obr. 26 Rychlostní polára